ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

В.Г.Ципенко, В.П.Бехтир, М.Г. Ефимова, Ю.Н.Стариков

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТОВ ТУ-204-120 И ТУ-204-120С

Учебное пособие по изучению конкретной техники
для студентов специальностей 130300 и 240300

Москва - 2005

Рецензент канд. техн. наук, проф. О.В. Яковлевский

Ципенко В.Г., Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н. Практическая аэродинамика самолетов Ту-204-120 и Ту-204-120С: Учебное пособие по изучению конкретной техники. - М.: МГТУ ГА, 2005. – 86 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебными планами для студентов специальностей 130300 и 240300.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 15.03.05 г. и методического совета 29.03.05 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ГЛАВА 1. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

1.1. Работа профиля крыла при различных значениях числа М

При изучении работы крыла рассматривается его работа на различных скоростях полета.

Чтобы учесть влияние сжимаемости воздуха и связанные с этим изменения аэродинамических характеристик, надо сравнить скорость полета самолета с числом $M = V/a$, где a – скорость звука.

Аэродинамические силы профиля крыла при $M < 0,4$

При набегании воздушного потока на профиль крыла струйка воздуха на верхней поверхности крыла за счет угла атаки и несимметричности профиля сужается, а скорость увеличивается вследствие уменьшения статического давления. Впереди крыла и под крылом сечение струек увеличено, скорость потока уменьшена, статическое давление повышено относительно давления в невозмущенном потоке (рис. 1, 2).

В пограничном слое воздуха, обтекающего профиль в непосредственной близости, проявляются силы вязкости (силы трения), приложенные к поверхности крыла и направленные назад. В результате неравномерного распределения давления по поверхности крыла и сил трения в пограничном слое возникает полная аэродинамическая сила R, которая приложена в центре давления крыла и направлена в сторону пониженного давления. Сила R раскладывается на подъемную силу (Y), направленную перпендикулярно набегающему потоку, и силу (X), направленную параллельно набегающему потоку. Картину распределения давления по профилю крыла удобно изобразить при помощи эпюры давления или коэффициента давления $\overline{P}$ (рис. 3).

Аэродинамические силы профиля крыла при $M > 0,4$

На верхней поверхности крыла так же, как и при малых значениях числа M, поток ускоряется, но в процессе ускорения воздух адиабатически расширяется, его плотность и температура значительно уменьшаются, вследствие чего значительно понижается местное давление. Впереди крыла и под ним поток тормозится. В процессе торможения воздух адиабатически сжимается, его плотность, температура и давление повышаются в большей степени, чем при малых числах M. Вследствие этого дополнительно увеличивается подъемная сила и лобовое сопротивление.

При дальнейшем увеличении скорости полета растут скорости обтекания крыла. Поток в верхней части профиля ускоряется, его плотность, температура, давление и местная скорость звука уменьшаются. Одновременное увеличение скорости потока и уменьшение скорости звука в нем приводит к тому, что в определенной точке профиля местная скорость потока становится равной местной скорости звука (рис. 4).

Скорость набегающего потока (скорость полета) в этом случае называют скоростью волнового кризиса или критической. Число *M,* соответствующее этой скорости, называется критическим и обозначается $M_{кр}$. Таким образом, число *M* полета, при котором впервые на поверхности крыла хотя бы в одной точке возникает скорость потока, равная местной скорости звука, называется критическим.

Величина $M_{кр}$ зависит от того, насколько максимальная скорость обтекания профиля крыла превышает скорость невозмущенного потока (скорость полета). Критическое число *M* для профиля крыла самолета Ту-204-120 можно определить по формуле:

$$M_{кр\ \ проф} = 1 - 0{,}7\sqrt{\overline{C}} - 3{,}2\overline{C}\ C_{у}^{1,5}.$$

В зависимости от угла атаки крыла $M_{кр\ проф}$ = 0,78 - 0,8. Число $M_{кр}$ самолета благодаря $M_{кр\ проф}$ целому ряду мер будет больше, чем $M_{кр\ проф}$ и равно 0,88 - 0,89, т. е. cosχ

Для самолета Ту-204-120 M_{max}= 0,83, при повышении этого числа *M* ухудшаются продольная устойчивость и управляемость самолета, возможно образование обратной реакции по крену, самолет становится неустойчивым в поперечном отношении, возможно непроизвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла и т. д. Струйка, обтекающая профиль крыла, сжимается сильнее всего в корневой части крыла из-за большой толщины профиля, поэтому здесь впервые скорость обтекания крыла будет равняться местной скорости звука.

Аэродинамические силы профиля крыла при $M > M_{кр}$

При увеличении числа *M* полета более $M_{кр}$ наступает режим смешанного обтекания, т.е. наряду с дозвуковыми и звуковыми местными скоростями на профиле появляются и сверхзвуковые. Поток сверхзвуковой зоны, встречая значительное противодавление потока, находящегося за профилем крыла, начинает тормозиться. В процессе торможения сверхзвукового потока происходит мгновенное сжатие воздуха. Плотность, температура, давление и местная скорость звука скачкообразно возрастают, а скорость потока также скачкообразно уменьшается и становится дозвуковой.

Таким образом, вследствие торможения сверхзвукового потока на профиле крыла возникает прямой скачок уплотнения, замыкающий сверхзвуковую зону (рис. 5). С ростом скорости полета растет сверхзвуковая зона, а скачок становится более мощным. Подъемная сила растет, уходит назад, а самолет затягивает в пикирование. На больших числах *M* образуется сверхзвуковая зона со скачком уплотнения под профилем. Наличие сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на крыле совершенно по-другому распределяет давление по профилю. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и перемещается точка приложения их по хорде, а следовательно, изменяются и аэродинамиче-

ские характеристики профиля C_x, C_y, C_R. Появление и развитие местных сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на профиле крыла, приводящее к резкому изменению его аэродинамических характеристик, получило название волнового кризиса крыла (рис. 6).

1.2. Зависимость C_y, C_x и K от числа M

При $M < 0{,}4$ коэффициент C_y при каждой величине угла атаки остается постоянным, так как при увеличении скорости набегающего потока пропорционально ей увеличиваются и местные скорости на профиле (рис. 7).

При значениях числа $M > 0{,}4$ поток тормозится под профилем, его плотность увеличивается. А над профилем, где поток ускоряется, воздух расширяется, его плотность, температура и давление уменьшаются. На графике происходит рост площади эпюры коэффициентов давления, а значит C_y. При образовании сверхзвуковой зоны над крылом C_y продолжает увеличиваться.

При $M^*_{кр} > 0{,}95$ образуется сверхзвуковая зона под крылом, что приводит к уменьшению избыточного давления под крылом, а значит падению C_y и перемещению подъемной силы вперед.

При $M > 1$ - $1{,}1$ верхний скачок уплотнения продолжает смещаться к задней кромке, а в сверхзвуковой зоне перед скачком продолжает создаваться разряжение, что и вызывает некоторые увеличения коэффициента C_y. Рост C_y наблюдается до появления скачка уплотнения на передней кромке при числах $M >$ $1{,}1$ - $1{,}2$. Такое изменение C_y по числу M оказывает существенное влияние на подъемную силу Y (см. рис. 7).

При $M > 0{,}4$, а особенно при $M > M_{кр}$ коэффициент лобового сопротивления C_x увеличивается сначала вследствие роста сопротивления давления $C_{x\ давл}$, а затем и ввиду роста сопротивления трения $C_{x\ тр}$. Прирост коэффициента C_x, вызванный появлением и развитием сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на крыле, получил название **коэффициента волнового сопротивления** $C_{x\ волн}$.

При увеличении числа M более $1{,}1$ - $1{,}2$ наблюдается плавное уменьшение коэффициента C_y. Это объясняется тем, что передний скачок уплотнения воздуха примыкает к передней кромке профиля и становится косым. Косыми становятся и хвостовые скачки уплотнения воздуха.

Аэродинамическое качество крыла после $M = 0{,}4$ уменьшается, а после $M_{кр}$ падает еще сильнее. Уменьшение аэродинамического качества крыла объясняется интенсивным ростом коэффициента лобового сопротивления крыла C_x и уменьшением его коэффициента подъемной силы C_y.

1.3. Зависимость $M_{кр}$ от различных факторов

Чем больше скорость обтекания верхней поверхности профиля крыла, тем раньше будет достигаться скорость обтекания, равная местной скорости звука, и тем меньше будет $M_{кр}$. Поэтому все существующие методы увеличения критического числа M основаны на принципе уменьшения местных максимальных скоростей, или, что то же самое, уменьшения разряжения на профиле крыла (рис. 8).

Особенности стреловидного крыла (χ)**.** При наличии стреловидного крыла вектор скорости V раскладывается на составляющую V_1, от которой образуются аэродинамические силы, и на V_2, которая не влияет на величину аэродинамических сил. Составляющая V_1 на величину $\cos\chi$ меньше скорости набегающего потока и поэтому на больших истинных скоростях будет наступать скорость обтекания, равная местной скорости звука.

Угол атаки (α)**.** При увеличении угла атаки над верхней поверхностью профиля сечение струек потока уменьшается, величина местных скоростей увеличивается, растет разряжение, следовательно, $M_{кр}$ уменьшается.

Влияние кривизны (*f*) и толщины (с) профиля. Применение симметричных и малой толщины профилей приводит к увеличению сечения струек, обтекающих крыло, уменьшению скоростей обтекания и увеличению $M_{кр}$.

Удлинение крыла (λ **).** При уменьшении λ число $M_{кр}$ возрастает, так как поток перетекает из-под крыла на верхнюю поверхность через торцы и уменьшает скорости обтекания верхней поверхности.

Величины X_c и X_f . Величина $M_{кр}$ достигает наибольших значений при X_c и X_f , равных 40 - 45% хорды, так как струйка, обтекающая крыло, более плавно изменяет свое сечение.

1.4. Аэродинамические особенности стреловидного крыла

Основным преимуществом стреловидного крыла является большая величина $M_{кр}$ и более слабый волновой кризис.

К недостаткам относятся большие скорости отрыва и посадочные, которые потребуют большей длины разбега или пробега.

Аэродинамическое качество стреловидного крыла у самолета со стреловидным крылом меньше, чем с прямым. Это приводит к большим часовым и километровым расходам топлива (рис. 9).

У стреловидного крыла срыв потока начинается гораздо раньше на больших скоростях с концов крыла. Стреловидное крыло имеет большие скорости сваливания, на него меньше влияет механизация, оно тяжелее, более склонно к флаттеру (рис. 10, 11).

Стреловидное крыло обладает лишней поперечной устойчивостью, приводящей к раскачке – "голландский шаг". При числах M более $M_{кр}$ самолет со стреловидным крылом обладает обратной реакцией по крену на отклонение руля направления, он хуже устойчив в поперечном отношении.

Ограничения самолета по числу *M*

Допустимое число M_{max} самолета связано с изменением аэродинамических характеристик и под этим числом подразумевают то число M, при котором пилот начинает замечать изменение аэродинамических и летных характеристик самолета.

Для самолета Ту-204-120 M_{max} = 0,83 с высоты 10000 м и выше. При превышении этого значения числа M ухудшаются продольная устойчивость и управляемость самолета, возможно образование обратной реакции самолета по крену, он становится неустойчивым в поперечном отношении, возможно непроизвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла, вибрация самолета при наличии волнового срыва пограничного слоя и т. д.

M_{maxmax} = 0,88 – расчетное предельное значение числа M, назначаемое с учетом того, что максимальное число M = 0,83 может быть превышено при испытательных и специальных тренировочных полетах без пассажиров. Также могут быть случайные превышения M = 0,83 как за счет ошибок в пилотировании, так и при действии продольных и вертикальных порывов.

1.5. Сверхкритические профили

Профили – это основа компоновки крыла. Примененные на самолете Ту-204-120 профили отличаются незначительным утолщением верхней поверхности, подрезкой в области хвостовика нижней поверхности и смещением положения максимальной вогнутости к задней кромке (рис. 12).

Такие профили обладают принципиально новым распределением давления: смещением воздушной нагрузки по хорде к хвостовику и более низким уровнем разрежения в носовой части контура верхней поверхности. Профили, обладающие таким типом распределения воздушной нагрузки, относят к классу умеренно сверхкритических.

Использование в аэродинамической компоновке утолщенных сверхкритических профилей позволяет разработать конфигурацию крыла большого удлинения с меньшей стреловидностью и обладающую сочетанием высоких значений аэродинамического качества и критического числа M при минимальных затратах веса конструкции.

На рис. 13 видно, что относительный коэффициент давления у профиля умеренно сверхкритического будет меньше, а это значит, что меньше будет коэффициент давления, меньше скорости обтекания крыла, позднее наступят ско-

рости обтекания, равные местным скоростям звука, больше будет число $M_{кр}$. А на полетном числе M = 0,8 будет меньше волновое сопротивление и больше аэродинамическое качество профиля.

1.6. Вертикальные законцовки крыла

Профилированные несущие поверхности (крылышки) на концах крыла, суммарная площадь которых составляет 8 м^2 (около 2% площади крыла), предназначены для ослабления концевых вихрей. Основным параметром, характеризующим аэродинамическое совершенство самолета, является качество.

Достижения аэродинамики последних лет позволяют добиться непрерывного эволюционного улучшения характеристик гражданских самолетов, среди которых одной из важнейших является аэродинамическое качество, в значительной степени определяющее маневренные и топливные эксплуатационные показатели самолета. Поэтому вопрос повышения топливной эффективности самолета, рассматриваемый комплексно при его проектировании и создании, решается в тесной связи с повышением аэродинамического качества.

Преимущества компоновки крыла современного пассажирского самолета Ту-204-120 выражаются в возможности рационального сочетания увеличения относительной толщины профиля, уменьшения угла стреловидности до 28° и увеличения геометрического удлинения крыла.

Увеличение относительной толщины профиля позволяет на практике реализовать крыло большего удлинения и меньшей стреловидности, что обеспечивает прирост аэродинамического качества без снижения числа *M* полета.

Другим мероприятием, направленным на повышение аэродинамического качества и тесно связанным с использованием современного крыла, является применение вертикальных законцовок крыла (ВЗК), которые представляют собой небольшие профилированные поверхности (рис. 15), устанавливаемые на концах крыла в положении, близком к вертикальному. Они снижают интенсивность концевого перетекания, что приводит к уменьшению индуктивного сопротивления самолета в целом.

Результаты исследования показали возможность повышения аэродинамического качества на 6 - 7% в зависимости от условий крейсерского полета и параметров ВЗК. При этом важными факторами оказались увеличения напряжения концевой части крыла и необходимость упрочнения конца крыла для восприятия концентрированных сил и моментов, возникающих на ВЗК.

Было установлено, что один и тот же прирост аэродинамического качества достигается с помощью ВЗК при меньшем значении изгибающего момента в конце крыла по сравнению с аналогичным приростом качества за счет увеличения геометрического удлинения крыла. За счет установки ВЗК расход топлива снижается на 4 - 5%, а взлетная дистанция сокращается на 5%.

Таким образом, крылышки способствуют ослаблению концевых вихрей, образующихся при положительной подъемной силе за счет перетекания потока

с нижней поверхности крыла на верхнюю, и уменьшают индуктивную составляющую коэффициента лобового сопротивления (рис. 16). Чем интенсивнее концевой вихрь, тем больше энергии тратится на завихрение потока и тем больше коэффициент индуктивного сопротивления. Вместе с тем, чем больше удлинение крыла, тем меньше влияние концевого перетекания и меньше индуктивное сопротивление.

Исследования показывают, что при одном и том же изгибающем моменте в корне крыла концевые крылышки в четыре раза эффективнее снижения коэффициента лобового сопротивления, за счет увеличения удлинения крыла. Однако при неправильной установке законцовок могут возникнуть проблемы, связанные с возрастанием скорости на поверхности крыла вблизи законцовки, в связи с появлением в этой области дополнительного волнового сопротивления и отрыва потока. Предотвращение или ослабление этого достигается за счет развала наружу, введения крутки концевой поверхности, увеличения стреловидности передней кромки в корневой части концевой поверхности.

Проектирование геометрии концевых крылышек выполнено на основе комплекса расчетных и экспериментальных исследований и позволило увеличить максимальное аэродинамическое качество при числе M = 0,8 на ΔK= 0,7 (рис. 17).

Глава 2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

2.1. Особенности конструктивно-аэродинамической схемы самолета

Самолет Ту-204-120 создан для перевозки пассажиров, почты, багажа со скоростью 850 км/ч на линиях протяженностью до 4 000 км. При коммерческой нагрузке до 21 000 кг (Ту-204-120С до 25 000 кг).

Самолет Ту-204-120С является грузовым вариантом пассажирского самолета Ту-204-120. На самолете демонтировано пассажирское оборудование и создана грузовая кабина в надпольной части гермокабины. Он имеет высокий уровень аэродинамического и весового совершенства, а также отличается высокой топливной экономичностью.

Самолет спроектирован на основе новейших достижений науки и техники в области аэродинамики, двигателестроения, материаловедения и технологии (рис. 18).

Самолет Ту-204-120 представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом умеренной стреловидности и большим удлинением. Крыло скомпоновано с применением сверхкритических профилей. Под крылом на пилонах установлено два турбовентиляторных двигателя.

Шасси самолета выполнено по трехопорной схеме. Основные опоры размещены под крылом и убираются к оси симметрии самолета в нише фюзеляжа. Передняя опора убирается вперед по полету.

Двигатели Роллс-Ройс *R*В211-535 Е 4-В-75, установленные на самолете, имеют тягу по 19500 кг, у них высокая степень двухконтурности и низкий удельный расход топлива, невысокий уровень шума.

Управление самолетом рассчитано на экипаж из двух (два пилота) или трех (два пилота и бортинженер) человек.

Бортовой пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает практически полную автоматизацию самолетовождения и выполнение взлета и посадки в условиях 3-й категории ИКАО. Индикация полетной информации и информации о работоспособности системы осуществляется на многоцветных электронно-лучевых приборах. Ручная кладь размещается в просторных закрытых полках и под сиденьями кресел. Основной багаж, почта и грузы размещаются в контейнерах в двух грузовых отсеках, расположенных в нижней части фюзеляжа (см. рис. 18).

Важной особенностью компоновочной схемы самолета является установка двигателей на пилонах под крылом.

Такая компоновка двигателей имеет следующие преимущества:

– двигатели разгружают тонкое крыло и уменьшают изгибающий момент при нормальной нагрузке в полете;

– двигатели на пилоне, вынесенные вперед являются противофлаттерами балансирами;

– за счет массы двигателей демпфируются колебания крыла в полете при болтанке;

– двигатели легко обслуживаются техническим составом ввиду малого расстояния до земли;

– конструктивно проще бороться с пожаром, ставя противопожарные перегородки между двигателем и крылом;

– удобно устанавливать реверс тяги двигателей;

– мал шум в кабине, так как двигатели расположены далеко от борта самолета;

– малы потери тяги, так как короток канал;

– более передние центровки, проще управляемость ввиду большого плеча до руля высоты от центра тяжести;

– короче путь топлива от баков к двигателям.

Вместе с тем, такая компоновка двигателей имеет и ряд недостатков:

– велик разворачивающий момент при отказе двигателя;

– при посадке самолета с креном более 6° двигатель касается земли;

– требуется положительное поперечное *V* крыла, что увеличивает поперечную устойчивость и требует постановки автоматических систем;

– ввиду низкого расположения двигателей засасываются посторонние предметы в двигатели при их работе;

– при разрушении двигателя возможно поражение бака и фюзеляжа;

– при пожаре двигателя загорается крыло самолета;

– пульсирующие газы, вырываясь из двигателя, уменьшают срок службы горизонтального оперения;

– гондолы увеличивают лобовое сопротивление самолета;

– интерференция в месте стыка гондолы и крыла увеличивает лобовое сопротивление и уменьшает число $M_{\text{кр}}$;

– при эволюциях возникают большие нагрузки на двигатели;

– за счет газов, вырывающихся из сопла, изнашивается ВПП;

– опасно производить посадку на воду, двигатели зарываются в воду и дают пикирующий момент.

Нижнее расположение крыла дает ряд преимуществ.

В результате относительно малого расстояния от поверхности земли коэффициент подъемной силы C_y при взлете и посадке будет большим ввиду влияния (с высоты 8 - 10 м) земли.

Благодаря этому, улучшаются **взлетно-посадочные характеристики самолета:**

– шасси самолета невысокое и при вполне достаточной прочности имеет меньшую массу и проще убирается;

– при низкоплане обеспечивается превышение горизонтального оперения относительно крыла, что положительно сказывается на продольной устойчивости и управляемости;

– меньшая опасность для экипажа и пассажиров при посадке самолета с убранным шасси;

– лучший обзор верхней передней полусферы из самолета;

– при посадке на воду обеспечивается плавучесть самолета практически без дифферента.

К недостаткам низкого расположения крыла относят:

– повышенную вероятность касания крылом (двигателем) при посадке;

– снижение поперечной устойчивости;

– диффузорный эффект (увеличение сопротивления) в месте стыка фюзеляжа и задней кромки крыла.

Крыло самолета Ту-204-120 стреловидное, в результате чего крыло имеет:

– больше $M_{\text{кр}}$;

– более слабый волновой кризис.

Но есть и **ряд недостатков:**

– большие скорости отрыва и посадочные и, как следствие, большие длины разбега и пробега;

– более низкое аэродинамическое качество крыла (по сравнению с прямым). В результате – большее лобовое сопротивление, меньше дальность и продолжительность полета;

– склонность к концевому срыву потока с крыла;

– меньше максимальный коэффициент подъемной силы, а значит больше скорость сваливания самолета;

– излишняя поперечная устойчивость, дающая раскачку самолета типа "голландский шаг";

– хуже поперечная управляемость самолета на больших углах атаки в результате срыва потока с концов крыла;

– обладает обратной реакцией по крену на отклонение руля направления при числах $M > M_{\max}$;

– хуже поперечная устойчивость самолета при числах $M > M_{\max}$.

Выполнение на самолете заданных технических требований обеспечивается аэродинамической компоновкой с использованием схемы низкоплана со стреловидным крылом, стреловидным оперением и размещением двух двигателей на пилонах под крылом.

Высокий уровень аэродинамического качества крыла на расчетных крейсерских скоростях полета достигается за счет применения крыла, сформированного из скоростных суперкритических профилей площадью 184 м^2.

Крыло характеризуется заметным изменением геометрических параметров сечений средней части при практически постоянной геометрии консоли. В корневых сечениях крыла установлены достаточно толстые профили ($\bar{c}$=14,5% САХ), умеренной положительной кривизны с передним положением толщины и кривизны по хорде. Фюзеляж, рационально сочетающий преимущества формы и удлинения, обладает минимальным возможным сопротивлением и высоким критическим значением числа *M*.

Установка двигателей на пилонах под крылом обеспечивает благоприятные условия для потока на входе двигателя в широком диапазоне эксплуатационных условий при минимальном приросте сопротивления на крейсерских режимах (рис. 19).

Стреловидное оперение, характеризующееся минимальным приростом сопротивления, обеспечивает потребные запасы устойчивости и балансировку продольного момента самолетов в широком диапазоне центровок (20 - 32% САХ), а также управляемость на взлете в случае отказа критического двигателя и выполнении посадки при боковом ветре.

Требования, предъявляемые к взлетно-посадочным характеристикам самолета Ту-204-120, обусловили применение на стреловидном крыле мощной системы механизации, которая позволила реализовать значительные приращения коэффициента подъемной силы. Система механизации состоит из предкрылка, расположенного по всему размаху крыла, занимающего до 20% хорды базовой трапеции и охватывающего 80% размаха крыла, а также из двухщеле-

вого закрылка. Полный выпуск закрылка обеспечивает приращение коэффициента подъемной силы.

Примененный предкрылок, улучшая обтекание крыла на больших углах атаки, повышает максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y\max}$ до значений 2,2 - 3,0 (при отклонении предкрылка на 23° и закрылка на 37°), что обеспечивает благоприятный характер изменения продольного момента самолета до углов атаки α = 18 - 20° и тем самым надежную защиту эксплуатационных углов атаки сверху. Выход на углы атаки менее 0° с полностью отклоненным предкрылком, особенно при отклонении закрылка на полный угол, может приводить к срыву потока на нижней поверхности крыла и появлению тряски. Поэтому при выполнении посадочного маневра полет на углах атаки менее 0° не допускается.

Отклонение механизации, наряду с повышением несущих свойств крыла, сопровождается ростом лобового сопротивления и уменьшением аэродинамического качества крыла (на графике выражается перестройкой поляры самолета). Величина максимального аэродинамического качества при полном выпуске закрылков и предкрылков уменьшается практически на 50% в сравнении со значением для крейсерской конфигурации; коэффициент же подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству, возрастает до $C_{y\max}$ = 1,5.

Применение механизации крыла позволяет получить приращение положительной подъемной силы за счет использования следующих факторов:

– изменение геометрии крыла за счет увеличения несущей площади крыла путем раздвижки звеньев закрылка и предкрылка, а также увеличения кривизны сечений крыла при отклонении закрылка и предкрылка;

– реализация безотрывного обтекания крыла большей кривизны до больших углов атаки за счет повышения устойчивости потока над верхней поверхностью путем организации перепуска части воздушного потока через профилированные щели между предкрылком, основной частью крыла и элементами щелевого закрылка.

Изменение аэродинамических характеристик при убранной и отклоненной механизации определяется характером распределения воздушной нагрузки по хорде и размаху крыла.

При отклонении закрылков увеличивается скорость потока и разряжение над верхней поверхностью как основной части крыла, так и элементами закрылка. Под нижней поверхностью скорость потока понижается, давление увеличивается. Это приводит к образованию дополнительной подъемной силы и некоторому смещению равнодействующей подъемной силы назад, к хвостовой части крыла.

Смещение равнодействующей подъемной силы назад вызывает приращение продольного момента на пикирование.

Отклонение закрылков способствует увеличению подъемной силы и сопровождается сдвигом максимальной подъемной силы в сторону меньших углов атаки.

Отклоненный предкрылок начинает участвовать в создании положительной подъемной силы на углах атаки, превышающих угол нулевой подъемной силы предкрылка. Отклонение предкрылка затягивает начало срыва потока с крыла до больших углов атаки, смещает в сторону увеличения углов атаки максимальную подъемную силу как с неотклоненным, так и с отклоненным закрылком.

2.2. Геометрические характеристики самолета и их аэродинамическое обоснование

Самолет Ту-204-120 имеет следующие геометрические характеристики:

Общие данные	
высота самолета, м	13,879
длина самолета, м	46,132
габаритный размер крыла, м	41,839
стояночный угол, град	0
Крыло	
размах крыла (расчетный), м	40,88
площадь крыла (расчетная), м^2	168,63
площадь крыла (полная), м^2	184,17
удлинение	9,9
сужение	3,93
стреловидность по 1/4 хорд, град	28
средняя аэродинамическая хорда, м	4,61
угол поперечного V, град	4
угол установки крыла, град	3,25
максимальный посадочный угол атаки (от СГФ), град	12,9
Относительная толщина крыла	
борт, %	14,5
перелом, %.	11
конец, %	9,5
Максимальные углы отклонения элеронов	
вверх, град	20
вниз, град	25
Максимальный угол	
интерцепторов и воздушных тормозов, град	50
отклонения предкрылков(взлет, посадка), град	19 (23)
Горизонтальное оперение	
размах, м	14,88

площадь, м^2	43,875
удлинение	5,128
сужение	2,9
стреловидность, град	32,8
Относительные толщины	
корневая, %	11
концевая, %	9
Максимальные углы отклонения стабилизатора относительно СГФ	
на пикирование, град	+3,5
на кабрирование, град	-8
Вертикальное оперение	
высота, м	7,5
площадь, м^2	33,39
удлинение	1,68
сужение	2,77
стреловидность по 1/4 хорд, град	35
Относительные толщины:	
корневая,%	11
концевая,% 9	
Максимальные углы отклонения руля направления, град 35	
Фюзеляж:	
длина, м	45,22
ширина (высота), м	3,8 (4,1)
площадь миделя, м^2	12,325
удлинение	11,3
Гондолы двигателей:	
длина, м	5,57
площадь миделя, м^2	4,48
относительный мидель	2,66
Шасси:	
колея, м	7,82
база, м	16,267
Крыло	168,6

Площадь крыла S = 184,1 м^2. Выбирается из условия обеспечения расчетных взлетно-посадочных характеристик и нагрузок на 1 м^2.

Стреловидность (χ=28°) подбирается с учетом получения приемлемых крейсерских и взлетно-посадочных характеристик (рис. 20).

Геометрическая крутка крыла ($\Delta\varphi$ = –2°) – это изменение вдоль размаха крыла угла установки профилей ($\varphi_{кор}$= +3°15′, $\varphi_{кон}$= +1°15′).

Аэродинамическая крутка крыла – изменение вдоль размаха крыла относительной толщины и кривизны (табл. 1).

Средняя аэродинамическая хорда (САХ), равная 4,61 м, необходима для того, чтобы "увязать" центровку с конструкцией планера. Относительно САХ устанавливаются предельно передние и задние центровки, а также рассматриваются вопросы устойчивости и управляемости самолета.

Таблица 1

Аэродинамическая крутка крыла

Сечение	Профиль	Относительная толщина, $\bar{c}$%
Борт фюзеляжа	П120К	14,5
ОЧК	П226М	11
Конец крыла	П226	9,5

Угол поперечного V крыла (V=+4°) улучшает поперечную устойчивость самолета и повышает безопасность при посадке на фюзеляж. Главное назначение поперечного V заключается в обеспечении хорошей боковой устойчивости самолета (сочетание поперечной и путевой устойчивости).

Стабилизатор служит для продольной балансировки самолета на всех этапах полета, обеспечивая устойчивость и управляемость в широком диапазоне скоростей, центровок и при различных конфигурациях. Например, перед взлетом на предварительном старте после выпуска закрылков во взлетное положение необходимо проверить угол установки стабилизатора (от –1° до –2°). Стабилизатор устанавливается автоматически в зависимости от положения закрылков и центровки самолета, контроль ведет второй пилот.

Учитывая, что крейсерский полет происходит на углах атаки 4 - 5°, двигатели установлены с таким расчетом, чтобы обеспечить безударный вход потока воздуха в двигатель.

2.3. Аэродинамические характеристики самолета $C_у = f(\alpha)$ и $C_у = f(C_х)$

Аэродинамические характеристики получают по результатам продувок модели самолета с последующим уточнением в летных испытаниях.

Зависимости $C_у = f(\alpha)$ и $C_у = f(C_х)$имеют следующие характерные углы (рис. 21):

α_0= +1,5° – угол атаки нулевой подъемной силы, на котором $C_у$= 0, $n_у$= 0, K= 0. Этот угол атаки соответствует пикированию самолета. В эксплуатации выход на α_0 недопустим, так как самолет ограничен минимально допустимой перегрузкой, $n_{у\,min\,доп}$=+0,1. Углу атаки +1,5 ° соответствует коэффициент $C_х$= 0,021;

$\alpha_{нв}$= 6,7° – наивыгоднейший угол атаки, на котором аэродинамическое качество максимальное K_{max}= 18. При массе самолета Ту-204-120, равной 90 т, скорость наивыгоднейшая равна 426 км/ч. Полет с максимальным качеством рекомендуется: с двумя отказавшими двигателями, в зоне ожидания, в случае потери ориентировки, при продолженном взлете и т. д.

Аэродинамическое качество зависит от состояния поверхности самолета, положения шасси и механизации, угла атаки крыла и числа *M* полета;

$\alpha_{доп}$= 10° – допустимый угол атаки, который зависит от числа *M* и положения закрылков (табл. 2).

Таблица 2

Зависимость $\alpha_{доп} = f(M)$

M	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,85
$\alpha_{доп}$	10	10	10	10	8.5	7	6	5.5	4

Допустимый угол атаки индицируется на КПИ (комплексный пилотажный индикатор) (см. рис. 21).

Вывод на углы атаки, превышающие $\alpha_{доп}$ ($n_{у\ доп}$) требует применения повышенных усилий, и затем на самолете появляется слабо заметная тряска за счет срыва потока на крыле. Летные испытания показали, что срыв потока зарождается в средней части крыла в результате проведенных конструктивных мероприятий (геометрическая и аэродинамическая крутки) и удачной подборки профилей. При тональном сигнале ГАИ, появления надписи "$\alpha_{пред}$", "$n_{упред}$" и мигающей стрелки необходимо уменьшить угол атаки, отдав штурвал от себя.

Маневр в вертикальной плоскости ограничивается допустимой перегрузкой $n_{ymax\ доп}$= +2,0. Если, не обращая внимание, на сигнализацию, продолжать увеличивать угол атаки, то зоны срыва расширяются, тряска усиливается: $\alpha_{критпред}$= 20 - 21° – критический угол атаки, соответствующий срыву потока по всей поверхности крыла и режиму сваливания. Сваливание – это движение самолета по крену, тангажу или курсу с угловыми скоростями ω_X > 6 град/с. Скорость сваливания зависит от коэффициента $C_{y\ max}$= 1,34. При массе самолета Ту-204-120 90 т, скорость сваливания равна 287 км/ч. При массе самолета 103 т скорость сваливания равна 310 км/ч.

2.4. Влияние выпуска шасси и механизации на аэродинамические характеристики самолета

Шасси выпускается после входа в глиссаду с конфигурацией $\delta_з$=18°, $\delta_{пр}$=19° на скорости $V_{пр}$= 250 - 260 км/ч для посадочной массы $m_{пос}$=86 т. Во время выпуска шасси на малых скоростях коэффициент лобового сопротивления увеличивается на $\Delta C_{хш}$ = 0,016.

На скоростях, соответствующих M = 0,8 - 0,83, за счет проявления свойств сжимаемости прирост коэффициента лобового сопротивления составляет $\Delta C_{хш}$= 0,037 (рис. 22).

Коэффициент $C_у$ после выпуска шасси не меняется, а аэродинамическое качество уменьшается и равно K_{max}= 12,5 при $\alpha_{нв}$= 8°. При выпуске шасси нарушается продольное равновесие и продольная балансировка самолета, поэтому требуется перекладка руля высоты (стабилизатора) и увеличение режима работы двигателя.

Механизация крыла и ее влияние на аэродинамические и летные характеристики самолета

В улучшении взлетно-посадочных характеристик, характеристик прерванного взлета, нормального и экстренного снижений самолета Ту-204-120 важную роль играет механизация крыла, куда входят:

– двухщелевые закрылки, которые отклоняются:

на взлете $\delta_з$= 18°;

на посадке $\delta_з$= 37°;

– предкрылки, отклоняющиеся на взлете на угол 19° и 23° на посадке;

– интерцепторы и воздушные тормоза, предназначенные для уменьшения подъемной силы и увеличения сопротивления за счет срыва потока на крыле.

Закрылки

Рассмотрим, какие изменения происходят при обтекании крыла и каковы аэродинамические характеристики самолета при отклоненных закрылках (рис. 23).

При убранных закрылках на больших углах атаки поток, обтекающий профиль закрылка в наименьшем сечении, имеет наибольшую скорость и наименьшее давление. Справа от точки В (рис. 3) частицы воздуха под действием большого давления стремятся перетекать из зоны повышенного давления в зону пониженного. Это приводит к тому, что у поверхности крыла толщина пограничного слоя увеличивается, слой подхватывается набегающим потоком и отрывается в виде вихрей. Плавность обтекания нарушается, образуется зона сры-

ва. При этом давление по профилю крыла перераспределяется, коэффициент C_y уменьшается, а коэффициент лобового сопротивления C_x увеличивается.

Если на таком угле атаки отклонить закрылки, то воздух проходит из-под крыла через две щели между крылом и закрылком. Щели эти сужающиеся, поэтому поток увеличивает свою скорость, а давление в этом потоке в конце щели (сверху профиля крыла) уменьшается. Понижение давления в этом месте вызывает отсос пограничного слоя на верхней поверхности крыла, вследствие этого верхняя поверхность крыла обтекается плавно, без вихрей. Кроме того, пограничный слой над крылом приобретает большую скорость, а это значит, что давление над крылом значительно понижается.

Пилот, сохраняя подъемную силу постоянной, в процессе выпуска закрылков уменьшает угол атаки крыла, что делает характер обтекания более плавным.

При отклонении двухщелевых выдвижных закрылков увеличивается кривизна профиля, это приводит к росту давления под крылом и вследствие увеличения скоростей обтекания – к уменьшению его над крылом. Выпуск закрылков, благодаря откатыванию по рельсам назад, значительно увеличивает площадь крыла. Вследствие отсоса пограничного слоя крыла, увеличения кривизны и площади крыла значительно возрастают коэффициенты C_y и C_x причем C_x возрастает в большей степени, чем C_y.

Анализируя поляру самолета Ту-204-120 с выпущенными на разные углы закрылками, можно сделать следующие выводы: углы атаки нулевой подъемной силы становятся более отрицательными, наивыгоднейший и критический углы атаки уменьшаются, аэродинамическое качество K уменьшается, коэффициент $C_{y\ max}$ и угол качества увеличиваются (см. рис. 23).

Такие изменения аэродинамических характеристик самолета вызывают изменения и летных характеристик.

1. Уменьшается скорость отрыва самолета при взлете. В момент отрыва подъемная сила практически равна силе тяжести самолета: $Y = G$. При отклоненных закрылках на тех же углах атаки (α= 10 - 11°) C_y больше, следовательно, равенство $Y = G$ достигается при меньшей скорости на разбеге. В зависимости от условий взлета скорость отрыва самолета Ту-204-120 при отклонении закрылков на 18° уменьшается на 80 - 85 км/ч, а при $\delta_з$= 0° скорость $V_{отр}$= 350 км/ч.

2. Уменьшается длина разбега самолета. Самолет при разбеге с выпущенными закрылками увеличивает скорость с тем же ускорением, что и с убранными закрылками, но скорость отрыва $V_{пр}$ уменьшается, а, следовательно, уменьшаются также время и длина разбега до 1 200 - 1 400 м.

3. Упрощается расчет на посадку. Самолет с выпущенными на 37° закрылками снижается на меньшей скорости при относительно небольших углах

атаки, при этом сопротивление самолета увеличено. Уменьшение скорости при снижении и увеличение сопротивления самолета уменьшают длину этапов пробега, выравнивания и выдерживания перед приземлением в 1,9 раза. Сокращение этих этапов упрощает расчет на посадку.

4. Уменьшается посадочная скорость самолета и длина пробега после приземления. Самолет приземляется при подъемной силе, практически равной силе тяжести, т.е $Y = G$. Так как при выпущенных закрылках $C_у$ больше, то приземление происходит на меньшей скорости. Уменьшение посадочной скорости вызывает также уменьшение длины пробега самолета. При стандартных атмосферных условиях, массе 85 т, $\delta = 37°$, $V_{гл}$= 240 км/ч, $V_{пос}$= 220 км/ч длина пробега составляет 1 000 – 900 м. При убранных закрылках $V_{гл}$= 340 км/ч, $V_{пос}$= 320 км/ч, а длина пробега будет 2 000 - 1 800 м. Следовательно, применение двухщелевых выдвижных закрылков улучшает взлетные и посадочные характеристики самолета. При выпуске закрылков на 37° центр давления крыла смещается назад и самолет, "вспухая", приобретает пикирующий момент. Пилот, сохраняя подъемную силу, равную силе тяжести, уменьшает угол атаки (рис. 24).

Параметры, характеризующие самолет при выпуске закрылков, предкрылков, интерцепторов и воздушных тормозов, представлены на рис. 24.

Система управления закрылками обеспечивает три режима управления: основной, следящий с автоматической коррекцией; следящий; резервный.

Режим управления определяется положением выключателя "Автоматическая коррекция". В первых двух режимах обеспечивается совместное управление закрылками и предкрылками от одной рукоятки управления. При управлении закрылками в основном режиме предусмотрена автоматическая коррекция положения закрылков в зависимости от скорости и массы самолета.

Предкрылки

Предкрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. Они увеличивают кривизну крыла; поток, проходя через щель между предкрылком и крылом, на углах атаки более 12 - 13° сдувает готовый сорваться поток с верхней поверхности крыла. Все это при предкрылках, отклоненных на угол 23°, а закрылках, отклоненных на 37°, увеличивает угол атаки критический на 9 - 10°, а максимальный коэффициент подъемной силы $C_{у\ max}$ на 0,8 - 0,9. Увеличения угла атаки критического на 9 - 10°, а максимального коэффициента подъемной силы $C_у$ на 0,8 - 0,9 приводит к уменьшению скорости сваливания на 40 - 50 км/ч (рис. 25).

Уменьшение скорости сваливания за счет предкрылков на 40 - 50 км/ч позволяет иметь меньшие скорости отрыва и посадочные, меньшие длину разбега и пробега.

Управление предкрылками осуществляется в следующих режимах: основном, следящем, резервном и ожидания. Основной и следящий режимы управления осуществляются совместно с закрылками от общей рукоятки закрылков. При установке рукоятки закрылков из положения "0°" в одно из фиксированных положений "3°", "8°", "18°" происходит выпуск предкрылков на взлетный угол 19°, а при установке рукоятки в положение "28°" или "37°" происходит выпуск предкрылков на угол 23°.

При достижении предкрылками 10° начинают выпускаться закрылки. При установке рукоятки в положение "0°" сначала убираются закрылки, и при достижении угла 8° начинают убираться предкрылки. Время выпуска (уборки) предкрылков на полный угол от двух гидросистем составляет 19 с.

При включенном положении выключателя "АВТ. КОРРЕКЦИЯ" и необжатом шасси управление предкрылками осуществляется в основном режиме (автоматической коррекцией положения предкрылков).

Автоматическая коррекция предусматривает:

а) запрещение перемещения предкрылков как на выпуск, так и на уборку по достижении $V_{\text{min доп}}$ для данной массы;

б) автоматическую уборку (частичную уборку) предкрылков при достижении максимально допустимой (из условий прочности) для данной конфигурации скорости полета;

в) автоматический выпуск предкрылков до угла не более 19° при достижении $V_{\text{min доп}}$ и положении " 0° " рукоятки управления, управление предкрылками в режиме ожидания осуществляется автоматически после нажатия кнопки-табло "ОЖИДАНИЕ". Конфигурация самолета при полете в зоне ожидания: скорость полета не должна превышать $V_{\text{пр}}$= 420 км/ч. Сигнализация положения предкрылков, сигнализация нормальной работы и отказы осуществляются на экране КИСС, а также с помощью резервной индикации.

Интерцепторы и воздушные тормоза

Интерцепторы и воздушные тормоза предназначены для уменьшения подъемной силы и увеличения сопротивления за счет срыва потока на крыле (рис. 26). На полукрыле расположены две секции воздушных тормозов и пять секций интерцепторов, их максимальные углы отклонения равны: $\delta_{\text{ин}}$= 50°, $\delta_{\text{вт}}$= 50°.

Интерцепторы совместно с элеронами используются для поперечной управляемости самолета. Передача управляющих сигналов осуществляется через электродистанционный контур управления. Симметричный выпуск интерцепторов используется в воздухе при нормальном и аварийном снижении для увеличения вертикальной скорости $V_{\text{у}}$ = 23 - 25 м/с и угла снижения.

Интерцепторы используются на снижении при необходимости. Время снижения самолета за счет отклоненных интерцепторов уменьшается в два раза.

При обжатии основных стоек шасси после посадки и включении реверса автоматически осуществляется выпуск интерцепторов и воздушных тормозов. При отключении цифровых вычислителей АСШУ воздушные тормоза не выпускаются, а симметричный выпуск интерцепторов на пробеге возможен только при перемещении рукоятки "Интерцепторы".

В процессе выпуска интерцепторов и воздушных тормозов на пробеге уменьшается коэффициент подъемной силы на величину ΔC_y= 0,14 и увеличивается коэффициент лобового сопротивления на величину ΔC_x= +0,0235, что уменьшает аэродинамическое качество до K_{max}= 2,5 - 3. Увеличение силы трения колес при выпуске воздушных тормозов и интерцепторов сокращает длину пробега на 20 - 25%.

2.5. Влияние земли на аэродинамические характеристики

В процессе выравнивания и выдерживания самолета сказывается влияние земли. Самолет Ту-204-120 имеет нижнее расположение крыла и закрылки, отклоненные на угол 38°, поэтому в процессе выравнивания и выдерживания под крылом образуется воздушная подушка. Поток воздуха из-под крыла частично уходит на верхнюю поверхность крыла, увеличивая скорость обтекания верхней поверхности крыла. Повышение давления под крылом и увеличение разряжения воздуха над крылом увеличивает разность давления над крылом и под ним, а следовательно, увеличивает C_y и Y самолета.

При движении крыла у земли скос потока, вызванный крылом, значительно уменьшается. Следовательно, индуктивное сопротивление, которое пропорционально величине скоса, также уменьшается, так как скос потока увеличивается при увеличении C_y и уменьшается с ростом удлинения, то уменьшение скоса потока у земли аналогично увеличению эффективного удлинения крыла у земли.

Уменьшение индуктивного сопротивления и увеличение разности давления над крылом и под ним приводит к увеличению C_y на любом угле атаки и увеличению максимального аэродинамического качества.

Влияние земли на характеристики самолета зависит от расстояния между крылом и землей и величины прироста коэффициента подъемной силы ΔC_y. Оно оценивается в зависимости от отношения расстояния задней кромки средней аэродинамической хорды до земли к ее величине, а при выпущенном закрылке – в зависимости от отношения расстояния задней кромки закрылка на середине его размаха до земли к длине хорды крыла в этом сечении.

ГЛАВА 3. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

3.1. Общая характеристика силовой установки

Силовая установка самолета Ту-204-120 (ТУ-204-120С) состоит из двух двигателей *R*B211-535E4-B-75 фирмы "Роллс-Ройс".

Каждый двигатель имеет взлетную тягу, равную 19 500 кг (195 000 Н= 195 кН). Поэтому самолет Ту-204-120 будет иметь тяговооруженность μ = 0,37, что улучшает характеристики самолета при высоких температурах наружного воздуха, а также при отказе двигателя. В двигателе применена трехвальная схема, что позволило улучшить эксплуатационные характеристики, а именно: уменьшить время приемистости и облегчить запуск двигателя. Двигатель - турбовентиляторный с высокой степенью двуконтурности, с компрессорами высокого давления, низкого давления, среднего давления, приводимыми в движение турбинами через три соосных вала (рис. 27).

Весь воздух поступает на вход в двигатель и затем разделительным корпусом делится на два потока: внешний (холодный) и внутренний (горячий). Холодный поток, составляющий примерно 85% общего потока, проходит через лопатки входного направляющего аппарата вентилятора вдоль вентиляторного тракта на сопло. Воздух, проходящий по внутреннему контуру, тоже сбрасывается на сопло. Оба потока – холодный и горячий через сопло сбрасываются в атмосферу. Выброс обоих потоков через сопло приводит к истечению газов из сопла и образованию тяги двигателя. КПД двигателя высокий, поэтому удельные расходы топлива малы, малы и часовые расходы топлива.

Основными характеристиками двигателя являются тяга реактивного двигателя и удельный расход топлива.

Тяга реактивного двигателя – это равнодействующая сил отталкивания газовоздушного потока от стенок камеры сгорания, рабочих лопаток турбины, соплового аппарата и сопла. Тяга определяется по формуле

$$P = G_{в}\,(W - V)/g,$$

где $G_{в}$ - расход воздуха через двигатель, равный 600 кг/с;

$(W - V)/g$ - удельная тяга двигателя, $P_{уд}$

W - средняя скорость истечения газа из реактивного сопла, равная 500 м/с;

V – скорость полета самолета, км/ч;

g– ускорение свободного падения.

Благодаря большой тяговооруженности и двум силовым установкам обеспечивается высокая безопасность полета.

При отказе одного двигателя на взлете, даже при высоких температурах наружного воздуха, обеспечивается безопасное продолжение взлета на одном работающем двигателе. Для улучшения посадочных характеристик двигатели оборудованы системой реверсирования тяги.

Следует учитывать потери силы тяги при установке двигателей на самолет. Эти потери объясняются уменьшением расхода воздуха за счет каналов воздухозаборников, уменьшением скорости истечения газа из реактивного сопла за счет системы реверса и отклонения оси сопла от оси самолета.

Удельный расход топлива – это часовой расход топлива в килограммах, необходимый для получения одного килограмма тяги в один час. Он характеризует экономичность двигателя. Удельный расход топлива определяется по формуле: $C_{уд} = q_ч / P$, кг тяги/ч,

где $q_ч$ – часовой расход топлива, кг;

P – реактивная тяга, Н.

Большую тягу и малый расход топлива двигатель *R*B211-535-E-4 получает за счет:

– большого расхода воздуха через двигатель 600 кг/с;

– высокой температуры газов перед турбиной 1 222 °С;

– сравнительно большой скорости истечения газов 500 м/с;

– повышенной степени сжатия компрессора – 32;

– высокого КПД – 20%.

3.2. Дроссельная характеристика двигателя

Дроссельной характеристикой двигателя называется зависимость тяги, удельного расхода топлива и температуры газов перед турбиной от частоты вращения ротора турбины (рис. 28). На режиме малого газа двигатель работает устойчиво, обеспечивая минимальную тягу 12,5 кН, при этом режиме вся энергия газов расходуется на вращение двигателя. Тяга двигателя при этом небольшая из-за малой частоты вращения, а, следовательно небольшого расхода воздуха и степени сжатия компрессора, а также малых скоростей истечения газа из реактивного сопла. Часовой расход топлива невелик, но удельный (из-за малой тяги) довольно значительный и достигает до 0,5 кг тяги/ч.

При увеличении режима работы двигателей увеличиваются количество подаваемого топлива, мощность и частота вращения ротора турбины, что приводит к увеличению степени сжатия компрессора, росту расхода воздуха и скорости истечения газов из реактивного сопла (рис. 28, 29).

Удельный расход топлива в процессе увеличения РУД будет уменьшаться, так как двигатель рассчитан на крейсерский режим работы, где КПД его будет максимальным. При выходе двигателя на взлетный режим часовой расход топлива, температура газов и частота вращения ротора турбины становятся максимальными. Это дает максимальные значения сжатия компрессора, расхода воздуха, скорости истечения газа из реактивного сопла и тягу, которая равна 195 кН (19 500 кг). При включении реверса тяги возникает обратная тяга, достигающая 32 кН. При включении реверса на большой скорости обратная тяга будет больше, чем на малых скоростях.

3.3. Скоростная характеристика двигателя

Скоростной характеристикой двигателя называется зависимость тяги и удельного расхода от скорости полета самолета.

При увеличении скорости полета происходит рост секундного расхода воздуха через двигатель по причине увеличения суммарной степени сжатия компрессора. Суммарная степень сжатия компрессора увеличивается, т. к. динамическая степень сжатия увеличивается более значительно чем уменьшается степень сжатия компрессора. Удельная тяга $P_{уд} = (W - V)/g,$ несмотря на рост скорости истечения газов из реактивного сопла из-за более сильного увеличения скорости полета V, уменьшается. Процесс уменьшения удельной тяги идет более быстро, чем рост расхода воздуха, и поэтому тяга двигателя по скорости уменьшается, доходя до нуля, когда скорость полета будет равна скорости истечения газа W (рис. 30, 31). Удельный расход топлива при этом непрерывно увеличивается, особенно на больших скоростях, ввиду увеличения подачи топлива в связи с ростом расхода воздуха и уменьшением тяги двигателя.

3.4. Высотная характеристика двигателя

Высотной характеристикой двигателя называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от высоты полета. При стандартной атмосфере с достижением высоты 11 000 м температура, атмосферное давление и плотность воздуха уменьшаются, а на высотах от 11 000 до 25 000 м температура не изменяется. Тяга двигателя с поднятием на высоту уменьшается (рис. 32), падает расход воздуха из-за уменьшения его плотности, но до 11 000 м уменьшение расхода замедляется ростом степени сжатия компрессора, которая увеличивается из-за уменьшения температуры наружного воздуха.

После 11 000 м температура наружного воздуха становится постоянной, степень сжатия не увеличивается, расход воздуха уменьшается пропорционально падению плотности. Удельная тяга ($P_{уд}$) до высоты 11 000 м растет ввиду роста скорости истечения газов W, увеличение которой объясняется ростом степени сжатия копрессора. Поэтому из-за увеличения удельной тяги ($P_{уд}$) тяга двигателя медленнее падает из-за роста расхода воздуха, а после 11 000 м тяга падает пропорционально уменьшению плотности воздуха, так как ничто не замедляет ее уменьшение, она уменьшается в 2 - 2,5 раза. Удельный расход топлива ($C_р$) с поднятием на высоту уменьшается из-за роста степени сжатия компрессора и роста КПД двигателя.

ГЛАВА 4. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

4.1. Скорость и тяга, потребные для горизонтального полета

Для выполнения горизонтального полета подъемная сила должна уравновешивать массу самолета (силу тяжести), а сила тяги силовой установки – лобовое сопротивление самолета: $Y = G = mg$, а $P = X$ (рис. 33).

Поскольку скорость, потребная для горизонтального полета $V_{\text{гп}}$, обеспечивает создание подъемной силы, равной силе тяжести самолета, то ее величину можно определить из условия горизонтального полета:

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{\text{у}}}}.$$

Тяга, потребная для горизонтального полета, $P_{\text{гп}}$ определяется из условия

$$X = P_{\text{гп}} = G/K.$$

Как видно из формул, значения скорости и силы тяги, потребной для горизонтального полета, зависят от массы самолета, величины угла атаки и высоты полета.

4.2. Зависимость потребной тяги от угла атаки и скорости

1. При увеличении угла атаки самолета до критического $\alpha_{\text{кр}} = 20 - 21°$ коэффициент подъемной силы $C_{\text{у}}$ возрастает. Для сохранения подъемной силы, равной массе самолета, скорость необходимо уменьшать. При критическом угле атаки коэффициент $C_{\text{у max}} = 1{,}34$, а скорость, потребная для горизонтального полета, будет минимальной ($V_{\text{гп min}}$), которая для полетной массы самолета 103 т при высоте $H = 0$ составляет

$$V_{\text{гп min св}} = 86 \text{ м/с} = 310 \text{ км/ч}.$$

2. При уменьшении угла атаки до наивыгоднейшего $\alpha_{\text{нв}} = 6{,}7°$ аэродинамическое качество увеличивается, а потребная тяга уменьшается. При $\alpha_{\text{нв}} = 6{,}7°$, $K_{\text{max}} = 18$ потребная тяга минимальная. Если полетная масса самолета равна 103 т, то она $P_{\text{гп min}} = 57\,220$ Н, при этом скорость наивыгоднейшая у земли будет $V_{\text{нв}} = 480$ км/ч.

При уменьшении угла атаки в сторону больших скоростей, вследствие уменьшения аэродинамического качества, тяга, потребная для горизонтального полета, увеличивается (см. рис. 33). Если горизонтальный полет происходит на скоростях, которым соответствует число $M > 0{,}4$, то вследствие сжимаемости воздуха коэффициенты $C_{\text{у}}$ и $C_{\text{х}}$ увеличиваются, а аэродинамическое качество K несколько уменьшается. Уменьшение аэродинамического качества вызывает увеличение потребной тяги.

Для вычисления $P_{гп}$ необходимо иметь поляры режимов горизонтального полета. Для построения поляр режимов горизонтального полета берутся поляры для различных значений числа *M,* в этой системе координат наносятся кривые, которые показывают для каждого значения $C_у$ (угла атаки) величину $C_х$ с учетом сжимаемости воздуха. Эти кривые носят название поляр горизонтального полета (полетные поляры).

Выполняя горизонтальный полет при больших значениях числа *M* на заданной высоте, самолет как бы "переходит" с поляры одного числа *M* на поляру другого числа *M*. Для определения $P_{гп}$ из полетных поляр берут значения $C_у$ и $C_{х,}$ по которым вычисляют аэродинамическое качество и потребную тягу для выполнения полета сначала на малых, а затем на больших высотах полета. Таким образом, поляра режимов горизонтального полета на данной высоте показывает для каждого значения $C_{у\ гп}$, потребного для горизонтального полета, значения $C_{х\ гп}$ с учетом сжимаемости воздуха при различных числах *M*. Поляра горизонтального полета позволяет определить все значения коэффициента $C_{у\ ГП}$ (скоростей полета), при которых сжимаемость воздуха влияет на коэффициент $C_{х\ гп}$.

4.3. Кривые потребных и распологаемых значений тяги

Кривые потребных и располагаемых значений тяг позволяют определить основные летные характеристики самолета. Эти кривые строят для различных полетных масс и высот. Кривая потребной тяги показывает зависимость тяги, потребной для горизонтального полета, от скорости полета. Кривая располагаемой тяги показывает зависимость располагаемой тяги силовой установки самолета от скороти полета. Располагаемая тяга силовой установки самолета – это сумма тяги двигателей при их работе на номинальном режиме.

По кривым потребных и распологаемых значений тяг (см. рис. 33) можно определить следующие характерные скорости горизонтального полета самолета Ту-204 для $H = 0$ и $m = 90$ т:

1. Правая точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг дает угол атаки $\alpha= 2{,}3°$, которому соответствует теоретически максимальная скорость горизонтального полета $V = 860$ км/ч. Самолет Ту-204 по условиям прочности имеет ограничение по приборной скорости на малых высотах, поэтому выполнять горизонтальный полет на максимальной скорости **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

2. Скорость $V_{maxmax} = 630$ км/ч ПР является расчетной приборной скоростью, достигать которую запрещается, потому что при ее превышении наступает остаточная деформация планера.

3. Скорость $V_{max\ э}$= 580 км/ч ПР (q= 1620 кг/м с H= 0 до 7000 м) является максимальной приборной скоростью по прочности планера самолета в обычной эксплуатации и при экстренном снижении, а с H = 7 000 м $V_{max\ э}$= 550 км/ч ПР.

4. Наивыгоднейшая скорость набора высоты $V_{нв}$= 550 км/ч ПР соответвтвует максимальному произведению (ΔPV), а значит, и вертикальной максимальной скорости. На ней выполняется набор высоты.

5. $V_{нв}$= 430 км/ч ПР, $\alpha_{нв}$= 6,7°. Наивыгоднейшая скорость полета самолета соответствует K_{max} = 18, P_{max}= 19 000 кг, максимальной величине угла набора высоты, минимальной потребной тяге P_{min}= 5000 кг, а значит, и минимальному часовому расходу топлива C_h= $C_{уд}$ P.

6. $V_{прак\ min}$= 380 км/ч ПР, α = 10°. Скорость практически минимальная из соображений устойчивости и управляемости. Скорость практически минимально допустимая выбирается из следующих соображений:

– запас до скорости сваливания 30 - 35%;

– возможна тряска самолета из-за срыва потока;

– при малой скорости полета большие затраты тяги и расходы топлива, следовательно, низкая экономичность полета;

– уменьшение запаса по α и C_y уменьшает вертикальные восходящие порывы, при которых самолет сваливается;

– при малых скоростях уменьшены запасы статической устойчивости и уменьшены запасы всех видов управляемости, увеличены расходы рулей;

– возвращение самолета с больших углов атаки на полетные углы атаки приводит к значительной потере высоты.

7. Скорость V = 377 км/ч ПР, $\alpha_{сигн}$= 10°, на которой при данной массе и конфигурации срабатывает сигнализация СПКР.

8. Скорость V = 300 км/ч ПР, на которой при данной массе и конфигурации возникает предупредительная тряска самолета.

9. Скорость сваливания V = 290 км/ч ПР, $\alpha_{кр}$ = 20 - 21°. На этой скорости при данной массе происходит сваливание самолета. При нарушенных центровках (предельно задних) сваливание может произойти с энергичным задиранием передней части фюзеляжа и уходом в штопор. Все скорости, на которых теоретически возможен полет самолета, называются теоретическим диапазоном скоростей горизонтального полета ($\Delta V_{теор}$). Величина этого диапазона есть разность между минимальной и максимальной скоростями:

$$\Delta V_{теор} = V_{max} - V_{min} = 860 - 290 = 570 \text{ км/ч.}$$

Практический диапазон скоростей включает в себя все скорости, на которых возможен практический полет самолета, т.е. обеспечивается безопасность полета:

$$\Delta V_{прак} = V_{прак\ max} - V_{прак\ min} = 580 - 380 = 200 \text{ км/ч.}$$

Весь диапазон скоростей горизонтального полета делится на два режима, границей между которыми является наивыгоднейшая скорость 430 км/ч ПР. Первый режим горизонтального полета выполняется на скоростях, больших наивыгоднейшей (430 км/ч). В этом режиме самолет достаточно устойчив и управляем, этот режим ограничен числом M_{max}= 0,83 и V_{max}= 580 км/ч ПР.

Если при полете на $V_{пр}$= 500 км/ч ПР самолет уменьшит скорость, то для сохранения высоты полета пилот возьмет штурвал на себя, увеличивая тем самым угол атаки. Это приведет к тому, что лобовое сопротивление будет изменяться при уменьшении скорости по кривой $P_{гп}$ Возникает избыточная тяга ΔP, возвращающая самолет на исходную скорость полета.

При полете во втором режиме (V < 430 км/ч) на скорости 400 км/ч ПР и ее уменьшении для сохранения высоты полета пилот увеличивает угол атаки, что приводит к росту лобового сопротивления. Располагаемая тяга будет меньше потребной и для восстановления исходной скорости потребуется увеличить тягу двигателей.

Скорость срабатывания сигнализации является практически минимально допустимой, она больше скорости сваливания на 30%. В этом режиме значительно ухудшается продольная и боковая устойчивость и управляемость самолета. Кроме того, при выходе на большие углы атаки наблюдается тряска, которая затрудняет управление самолетом, но вместе с тем является и предупредительным сигналом пилоту о наличии больших углов атаки (второго режима).

4.4. Влияние массы самолета на летные характеристики

При выполнении полета на самолете Ту-204-120 в результате выгорания топлива масса самолета уменьшается. Уменьшение полетной массы вызывает значительное изменение летных характеристик самолета.

Для выполнения горизонтального полета с тем же углом атаки, но с меньшей массой, необходима меньшая скорость, а для получения меньшей скорости нужна меньшая тяга. Поэтому на графике вся кривая потребной тяги при меньшей массе смещается вниз и влево (рис. 34). Это приводит к уменьшению минимальной скорости (наивыгоднейшей), к увеличению максимальной скорости, избытку тяги, а значит, угла набора и вертикальной скорости (табл. 3).

4.5. Влияние высоты на летные данные самолета

Для обеспечения равенства подъемной силы и силы тяжести самолета при выполнении горизонтального полета необходимо выполнить равенство $Y = G$.

Для выполнения в горизонтальном полете этого условия на большой высоте с тем же углом атаки из-за меньшей плотности надо иметь большую скорость, а для ее получения нужна та же тяга. Связь между приборной и истинной

скоростями устанавливается через высотный коэффициент,т.е. $V_H = V_0\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$, где ρ_0 и ρ_H берутся для соответствующей высоты полета самолета (табл. 4).

Таблица 3

Влияние силы веса на летные характеристики

Масса, т	Скорость, км/ч					
	$V_{св}$	$V_{сигн}$	$V_{min\ э}$	$V_{нв}$	ΔP, кг	V_{max}
103	310	400	400	480	14300	845
100	307	325	325	470	14500	855
95	299	385	385	455	14700	855
90	290	377	377	430	14900	860
85	283	368	368	415	15200	865
80	274	355	355	400	15500	870

На больших высотах приборным эксплуатационным скоростям соответствуют большие истинные скорости, поэтому на графике кривая потребной тяги не только уходит вправо, но и поднимается вверх из-за влияния сжимаемости (рис. 35).

Таблица 4

Высотный коэффициент

Высота, м	2000	4000	6000	7000	8000	9000	10 000	11 000
$\sqrt{\rho_0/\rho_H}$	1,17	1,22	1,36	1,44	1,53	1,62	1,73	1,83

Распологаемая тяга из-за влияния высоты все время уменьшается. Это приводит к увеличению наивыгоднейшей скорости, скорости сваливания, росту максимальной скорости (вначале), уменьшению избытка тяги ΔP. Изменение скоростей с поднятием самолета на высоту представлено в табл. 5 и изображено на рис. 36.

Ограничение по числу $M_{max\ доп}$= 0,83 с высоты 7 000 м. При превышении числа M = 0,83 в горизонтальном полете при малых значениях массы или на снижении при любой массе происходит ухудшение продольной устойчивости по скорости, волновая тряска самолета, непроизвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла, вибрация самолета при наличии волнового срыва пограничного слоя, обратная реакция по крену на отклонение руля направления. Самолет становится неустойчивым в поперечном отношении.

2. Максимальные скорости на номинальном режиме для различных значений полетной массы даны в табл. 8.

Таблица 5

Влияние высоты на скорость при m = 90 т

Высота, м	Скорость, км/ч		
	V_{min}	$V_{нв}$	V_{max}
0	290	430	870
4000	354	525	870
8000	443	657	870
10000	500	743	860

3. Ограничение по V_{maxmax} = 630 км/ч ПР, существует до высоты 7 000 м. Это ограничение по прочности самолета. При ее превышении возможны остаточные деформации планера самолета.

С учетом ограничения по $M_{max\ доп}$= 0,83 и $V_{max\ доп}$= 580 км/ч ПР максимальные скорости горизонтального полета показаны на рис. 36.

4. Скорость, максимально допустимая в эксплуатации $V_{max\ э}$= 580 км/ч ПР.

5. $V_{нн}$= 550 км/ч ПР. Наивыгоднейшая скорость набора высоты соответствует максимальному произведению ($\Delta P\ V$), а значит, и максимальной вертикальной скорости набора высоты.

6. $V_{нв}$= 430 км/ч, $\alpha_{нв}$= 6,7°, K_{max} = 18. Наивыгоднейшая скорость полета соответствует максимальному качеству, минимальному лобовому сопротивлению самолета, минимальным часовым расходам топлива.

7. Скорость V = 377 км/ч ПР, α= 10°, это практически минимальная скорость, на ней срабатывает сигнализация СПКР.

8. Скорость V = 290 км/ч ПР, α = 20°. Это скорость сваливания самолета.

4.6. Полет на минимальных скоростях

При торможении самолета до скоростей, соответствующих V_{min}, срабатывает речевая информация "СКОРОСТЬ МАЛА" и появляется сигнализация в виде мигающей стрелки под счетчиком приборной скорости на КПИ 1 и 2. При дальнейшем уменьшении скорости вплоть до скорости, соответствующей углу атаки $\alpha_{доп,}$ положение мини-штурвала сохраняется практически нейтральное. При этом в полетной конфигурации на больших высотах, начиная с угла атаки 8,5 - 9°, начинается предупредительная аэродинамическая тряска, интенсивность которой увеличивается по мере роста угла атаки. На малых и средних высотах, а также при выпущенной механизации предупредительная тряска отсутствует.

Во всех случаях при достижении углов атаки, соответствующих $\alpha_{пред,}$ срабатывает тональный сигнал "ГАИ" и на КПИ 1 и 2 высвечивается тест красного цвета $\alpha_{пред}$ и красная мигающая стрелка над индексом отсчета $\alpha_{доп}$ Эти значения $\alpha_{доп}$ соответствуют промежуточному упору МРЗ, преодоление которого возможно только при дополнительном ступенчатом приложении усилий на мини-штурвале более 15 кг.

При превышении угла атаки $\alpha_{доп}$ в торможении система управления стремится уменьшить угол атаки. На углах атаки α = 12 - 13° в полетной конфигурации и на углах атаки α = 17 - 18° с выпущенной механизацией самолет имеет тенденции к опусканию носовой части. При выпущенных интерцепторах и уменьшении скорости интенсивность аэродинамической тряски увеличивается, а процесс уменьшения угла атаки при отклонении мини-штурвала от себя происходит с небольшим запаздыванием.

На углах атаки, близких к $\alpha_{доп}$ не следует допускать энергичных эволюций по крену, поскольку это приведет к кратковременному увеличению угла атаки. При срабатывании сигнализации "СКОРОСТЬ МАЛА" необходимо увеличить режим работы двигателей, а при необходимости отдать мини-штурвал от себя для увеличения скорости.

При срабатывании на КПИ 1 и 2 сигнализации $\alpha_{предел}$ и появлении тонального сигнала "ГАИ" надо немедленно отдать мини-штурвал от себя, увеличить режим работы двигателей. На скоростях не менее $V_{min\ э}$ нужно вывести самолет из снижения, не допуская увеличения угла атаки более $\alpha_{доп}$ Скорости срабатывания сигнализации представлены в табл. 6.

Скорость сваливания самолета ТУ-204-120 представлена в табл. 7.

Маневр на самолете ТУ–204–120 ограничивается:

– допустимой маневренной перегрузкой;

– срабатыванием маневренной сигнализации СПКР;

– началом предупредительной тряски при возникновении срыва потока из-за выхода на большие углы атаки во всех конфигурациях или малые углы атаки с полностью отклоненными предкрылками;

– срабатыванием сигнализации предельных кренов.

Таблица 6

Скорость срабатывания сигнализации СПКР "СКОРОСТЬ МАЛА" в зависимости от массы и положения механизации

Положение механизации, град	Масса, т					
	103	95	90	85	80	75
$\delta_з = 0$, $\delta_{пр} = 0$	400	385	377	368	355	345
$\delta_з = 0$, $\delta_{пр} = 23$	255	250	240	232	225	218
$\delta_з = 18$, $\delta_{пр} = 19$	235	230	223	215	208	200
$\delta_з = 26$, $\delta_{пр} = 23$	225	220	214	206	200	195
$\delta_з = 37$, $\delta_{пр} = 23$	220	215	210	200	195	190

Таблица 7

Зависимость скорости сваливания самолета от массы и положения механизации

Положение механизации, град	Масса, т					
	103	95	90	85	80	75
$\delta_з = 0$, $\delta_{пр} = 0$	310	307	299	290	283	274
$\delta_з = 18$, $\delta_{пр} = 19$	235	232	227	220	212	205
$\delta_з = 37$, $\delta_{пр} = 23$	210	204	198	194	188	182

Углы атаки по указателю СПКР в зависимости от числа *M* при выполнении маневра не должны превышать значений, приведенных в табл. 8.

Уменьшение угла атаки (при срабатывании СПКР) объясняется уменьшением $\alpha_{кр}$ и $C_{y\,max}$ вследствие влияния сжимаемости воздуха (см. табл. 8).

Таблица 8

Зависимость угла атаки от числа M

Число M	0,5 и менее	0,6	0,7	0,8	0,85
Угол атаки, град	10	7,2	6	5	4

Уменьшение критического угла атаки следует учитывать при полете самолета в неспокойном воздухе. При больших скоростях полета и действии восходящего порыва возможны выходы самолета на закритические углы атаки и сваливание. Поэтому при полете в неспокойном воздухе максимальное значение числа M ограничено.

4.7. Полет на максимальной скорости с предельным значением числа *M*

Усилия на колонке штурвала от руля высоты в процессе разгона изменяются незначительно. Поведение самолета нормальное.

Выполнение разворотов и виражей на приборной скорости $V_{пр}$= 580 км/ч и числе M = 0,83, трудностей не представляет. В случае непреднамеренного выхода на значение числа M более 0,83 необходимо принять меры для его (числа) уменьшения путем дросселирования двигателей.

На высоте 11 000 м в диапазоне значений числа M = 0,7 - 0,83 реакция самолета по крену на отклонение руля направления прямая, при $M > 0,9$ самолет имеет обратную реакцию, которая выражается в том, что изменяется характер поведения самолета при отклонении руля направления.

В связи с хорошей поперечной управляемостью самолета обратная реакция практически не усложняет пилотирования. При увеличении высоты полета при постоянной $V_{пр}$= 580 км/ч ПР увеличивается истинная скорость полета самолета, и на высоте 7 200 M она будет максимальной ($V_{ист}$= 870 км/ч). При дальнейшем увеличении высоты полета самолета вступает в силу ограничение по числу M (M_{max}= 0,83), по устойчивости и управляемости; истинная скорость полета уменьшается и на высоте 11 000 м - $V_{ист}$= 1 063 км/ч. 0,83 = 883 км/ч. На высотах больше 11 000 м скорость звука постоянна и поэтому при постоянном значении числа M максимальная скорость остается постоянной ($V_{ист}$= 883 км/ч). При постоянном значении числа M приборная скорость с поднятием на высоту непрерывно уменьшается (до $V_{пр}$= 480 км/ч на высоте 11 000 м) (см. рис. 36).

4.8. Влияние изменения температуры наружного воздуха на летные характеристики самолета

Изменение температуры наружного воздуха оказывает значительное влияние на изменение летных характеристик реактивного самолета Ту-204-120.

Установка двигателей *RB*-211 с большей тягой, чем у ПС-90, это влияние уменьшило.

При изменении температуры наружного воздуха изменяется располагаемая тяга вследствие изменения расхода воздуха через двигатель и степени сжатия компрессора. Потребная тяга не изменяется, но изменяется скорость, потребная для горизонтального полета, ввиду изменения плотности, что приводит к смещению кривой потребной тяги вправо или влево (рис. 37).

При увеличении температуры наружного воздуха (МСА) до +20° *C* располагаемая тяга за счет уменьшения расхода воздуха и степени сжатия также уменьшается.

Скорость, потребная для горизонтального полета, ввиду меньшей плотности будет большая. На графике кривая потребной тяги сместится вправо (см. рис. 37).

Потребная скорость рассчитывается по формуле $V_{гп} = \sqrt{\dfrac{2G}{\rho S C_y}}$. Такое изменение потребных и располагаемых тяг (рис. 37) приводит к уменьшению максимальной скорости, избытку тяги, к росту минимальной и наивыгоднейшей скоростей.

При уменьшении температуры наружного воздуха располагаемая тяга увеличивается, а потребная скорость горизонтального полета вследствие роста плотности уменьшается. На графике это видно по смещению кривой потребной тяги влево. Такое изменение потребной и располагаемой тяг уменьшает максимальную, наивыгоднейшую и минимальную скорости, увеличивает избыток тяги (рис. 37).

Поэтому при изменении температуры наружного воздуха (по отношению к стандартной) для поддержания исходного числа *M* полета необходимо увеличить частоту вращения двигателя.

Особенно сильно изменение температуры наружного воздуха сказывается на характеристике набора высоты. При повышении температуры наружного воздуха увеличивается время набора, расход топлива, пройденное расстояние.

4.9. Влияние выпуска шасси, закрылков и спойлеров на летные характеристики самолета

При выпуске шасси увеличивается лобовое сопротивление самолета, это приводит к уменьшению качества, увеличению потребной тяги, уменьшению избытка тяги (рис. 38, 39; табл. 9).

Выпуск закрылков, увеличивая лобовое сопротивление, увеличивает и C_y, поэтому на графиках кривая потребной тяги смещается вверх и влево. При закрылках, отклоненных на 37°, и массе 80 т потребная тяга на глиссаде равна 100 кН, а это значит, что при одном отказавшем двигателе (на одном работающем) на взлетном режиме обеспечивается горизонтальный полет. Поэтому при

одном работающем двигателе при заходе на посадку закрылки выпускаются лишь на 26°, а предкрылки на 23°. Тогда потребная тяга на глиссаде будет меньше, что обеспечит глиссаду снижения и уход на второй круг (см. рис. 38, 39).

Таблица 9

Изменение характеристик при выпуске шасси и механизации

Положение механизации, град	*m* = 103 т				
	$К_{max}$	V_{min}	$V_{нв}$	*P*, кН	V_{max}
Все убрано	18	310	480	143	845
$\delta_з = 18$, $\delta_{пр} = 19$	9	235	-	135	600
$\delta_з = 37$, $\delta_{пр} = 23$	8	210	-	55	500
Шасси выпущено	12,5	310	-	197	700

4.10. Выполнение горизонтального полета

На самолете Ту-204-120 режим горизонтального полета устанавливается по значению числа *М*. Для обеспечения заданной скорости полета в зависимости от температуры наружного воздуха подбирается частота вращения ротора двигателя. Крейсерский горизонтальный полет разрешается выполнять на любом режиме работы двигателя до номинального включительно. Время работы двигателей на режимах до номинального включительно не ограничено (в пределах ресурса).

При регулярной эксплуатации самолета на линиях, наивыгоднейших с точки зрения экономии топлива, режим крейсерского полета определяется минимальным соотношением высоты и скорости (числа *М*) полета с протяженностью маршрута и коммерческой загрузкой.

При достижении заданного эшелона следует убедиться в том, что включился режим стабилизации высоты автопилота и самолет перешел в горизонтальный полет. Необходимо доложить службе УВД о занятии заданного эшелона, сверить показания высотомеров командира ВС, второго пилота и бортинженера и убедиться в том, что их показания не расходятся с показанием таблиц. При необходимости рассчитывается поправка и выдерживается высота полета с учетом этой поправки.

Устанавливается режим работы двигателей, обеспечивающий выполнение полетного задания. Режим дальнего крейсирования, обеспечивающий минимальный километровый расход топлива, выполняется при значении числа *М* = 0,72-0,78, режим скоростного крейсирования–при *М* = 0,81- 0,82 (табл. 10).

Таблица 10

Значения числа *M* горизонтального полета для режима МД
в зависимости от высоты и массы

Высота полета, м	Масса, т						
	100 - 96	96 - 92	92 - 88	88 - 84	84 - 80	80 - 76	76 - 72
12100	-	-	-	-	0,775	0,765	0,760
11600	-	0,785	0,780	0,775	0,765	0,755	0,745
11100	0,780	0,775	0,770	0,760	0,755	0,745	0,735
10600	0,770	0,760	0,755	0,745	0,740	0,730	0,720
10100	0,755	0,750	0,740	0,735	0,725	0,720	0,710

Этим значениям числа *M* соответствуют истинные скорости дальнего крейсированния $V_{ист}$= 800 - 850 км/ч, а для скоростного крейсирования $V_{ист}$= 880 км/ч.

Недопустимо превышение максимального значения числа M = 0,83, также не следует уменьшать скорость отклонением штурвала на себя. Уменьшается скорость за счет уменьшения режима работы двигателей (рис. 40).

Выполнение маневра на скоростях, близких к минимально допустимым, требует от пилота повышенного внимания. Маневры необходимо выполнять плавным движением рулей и с углом крена не более 20°. Крены при разворотах, выполняемых по приборам, не должны превышать 20°.

Для самолета Ту-204-120 скорость, соответствующая минимальному часовому расходу топлива, определяется через удельную дальность. Удельная дальность – это величина, обратная километровому расходу, которая обозначает количество километров, пролетаемое самолетом при расходовании 1 кг топлива.

Рекомендуемые эшелоны полета самолета приведены в табл. 11, 12.

Таблица 11

Рекомендуемые эшелоны, м

Расстояние до аэродрома назначения, км	Курс полета, град	
	0 - 179	180 - 359
1 000 - 2 000	11 100	10 600
2 000 - 3 700	11 100	10 600 - 11 600
3 700 и более	11 100 - 12 100	10 600 - 11 600

Таблица 12

Рекомендуемые эшелоны и числа *M* для перелета на запасной аэродром

Расстояние до запасного аэродрома, км	Курс полета, град		Число *M* горизонтального полета
	0 - 179	180 - 359	
	Эшелон полета, м		
100 - 200	3900	3 600	0,56
200 - 300	6300	6 600	0,6
300 - 400	8100	8 600	0,67
400 - 500	10100	10 600	0,73
свыше 500	11 100	11 600	0,76

4.11. Влияние направления и скорости ветра на дальность полета

На часовой расход топлива и продолжительность полета ветер не влияет. От силы ветра зависит дальность полета, так как ветер существенно изменяет путевую скорость. В безветрие путевая скорость равна истинной или воздушной скорости полета. При наличии ветра путевая скорость отличается от воздушной по величине и направлению. Путевая скорость W равна геометрической сумме двух векторов скоростей: вектора истинной скорости $V_{ист}$ самолета относительно воздушной среды и вектора скорости ветра относительно земли U, т.е. $W = V_{ист}+U$. Векторы $V_{ист}$ и U могут иметь различное направление относительно земли. Векторный треугольник не лежит в горизонтальной плоскости.

Для расчетов в навигации и пилотировании используют проекцию векторов W, $V_{ист}$ и U на горизонтальную плоскость. Проекция пространственного векторного треугольника на горизонтальную плоскость называется навигационным треугольником скоростей. Угол α между векторами воздушной и путевой скоростей называется углом сноса.

При полетах в одном направлении ветер существенно влияет на дальность полета. Для учета влияния ветра вводится понятие эквивалентного ветра, который, являясь только встречным или попутным, изменяет дальность полета (уменьшает или увеличивает ее) также, как и фактический ветер с данным углом ветра.

Скорость эквивалентного ветра равна разности между истинной и путевой скоростями и, в зависимости от скорости ветра и его направления, определяется по таблицам или расчетам. По известному прогнозу ветра величина и направление его берутся средними по маршруту. При отсутствии прогноза, скорость и направление ветра берутся осредненными по статистическим данным.

4.12. Дальность и продолжительность полета. Влияние изменения высоты, скорости полета и температуры воздуха на дальность и продолжительность полета

Дальностью полета называется расстояние, пройденное самолетом за время набора высоты, горизонтального полета и снижения.

Дальность горизонтального участка зависит от величины запаса топлива для горизонтального полета и от интенсивности его расходования, т. е. от километрового расхода. **Километровый расход** – это расход топлива в полете на 1 км пути. На один километр самолет расходует количество топлива, равное $q_{км} = q_ч/V$, где V – скорость, км/ч. Расход топлива в час записывается формулой $q_ч = C_{уд}. P$, (кг/ч).

Часовые расходы топлива на больших высотах значительно меньше, чем у земли. Они зависят от тяги, потребной для горизонтального полета $P_{гп}$, которая на любой высоте при постоянной величине угла атаки будет постоянной. Зато удельный расход $C_{уд}$ с поднятием на высоту падает из-за уменьшения температуры наружного воздуха, а также роста степени сжатия компрессора и повышения КПД двигателя.

Удельный расход топлива с поднятием на высоту также уменьшается, потому что при постоянной $V_{пр}$ на большой высоте истинная скорость больше, а это требует меньшего дросселирования двигателей.

Километровые расходы топлива также уменьшаются в связи с меньшими часовыми расходами и большими истинными скоростями полета и бывают минимальными на $H = 11\ 000$ м.

4.13. Влияние скорости на часовой и километровый расход топлива при полете на одной и той же высоте

Для выполнения горизонтального полета с любой скоростью (V_{max}, V_1, V_2 и $V_{нв}$) необходимо, чтобы располагаемая тяга двигателя равнялась потребной тяге. Это значит, что для полета со скоростями, меньшими V_{max}, двигатель необходимо дросселировать.

Часовой расход топлива зависит от его удельного расхода и от величины тяги $q_ч = C_{уд}\ P$ и будет минимальным на наивыгоднейшей скорости $V_{нв}$, где качество максимальное. Это происходит потому, что при уменьшении скорости от V_{max} до $V_{нв}$ тяга $P_{гп}$ уменьшается гораздо сильнее, чем растет $C_{уд}$ при уменьшении частоты вращения двигателя. При скорости меньше наивыгоднейшей, часовой расход топлива увеличивается из-за увеличения потребной тяги.

Километровый расход топлива $q_{км}=C_{уд}. P_{гп}/(3{,}6. V)$ зависит от его удельного расхода топлива $C_{уд}$ и соотношения $P_{гп}/V$, которое является тан-

генсом угла наклона касательной из начала координат к потребной тяге. На этой скорости величина $P_{гп}/V$ будет минимальной, так как тангенс угла из начала координат к ней будет минимальным. Удельный расход топлива $C_{уд}$ будет минимальным на скорости, близкой V_{max}. Поэтому минимальные километровые расходы будут на скорости большей, чем $V_{нв}$, но меньшей, чем V_{max}.

Каждая величина скорости самолета Ту-204-120 соответствует одному из трех режимов полета.

Первый режим соответствует полету с минимальными часовыми расходами топлива и применяется при полете в зоне ожидания и с целью восстановления ориентировки.

При средних массах самолета минимальные часовые расходы получаются в диапазоне наивыгоднейших скоростей. Для высоты 11 000 м это истинные скорости порядка 800 км/ч.

Второй режим соответствует полету с минимальными километровыми расходами топлива и называется режимом дальнего крейсирования, он соответствует $V_{ист}$= 850 км/ч (M = 0,72 - 0,78).

Третий режим соответствует полету на максимальной скорости, он называется режимом скоростного крейсирования и соответствует $V_{ист}$= 900 км/ч (M = 0,82 - 0,83).

Для самолета Ту-204-120 можно определить рейсовое топливо, коммерческую загрузку, взлетную массу в зависимости от дальности полета.

При максимальной взлетной массе 103 т самолет Ту-204-120, имея максимальную заправку 32 800 кг, летит на расстояние 7 000 км, берет коммерческую загрузку 9 000 кг, расходует 27 700 кг топлива, тратит времени на полет 9 ч (см. рис. 40, табл. 13). На самолете Ту-204-120 максимальная коммерческая загрузка 21 т берется на расстояние 4 000 км. Самолетом Ту-204-120С максимальная коммерческая загрузка 25 т берется на расстояние 3 800 км, а при полете на полную дальность 7 000 км берется коммерческая загрузка 10 т.

Таблица 13

Характеристики полета

Расстояние до аэродрома назначения, км	Коммерческая нагрузка, т	Посадочная масса, т	Взлетная масса, т	Расход топлива в штиль, кг	Рейсовое время, ч
2000	21	83,6	92,5	8 900	2,7
3000	21	83,7	96,75	13050	3,9
4000	21	83,8	100,35	17500	5,17
5000	18,6	81,55	103	21450	6,42
6000	15	78,05	103	24950	7,63
7000	9,45	72,6	103	27700	8,9

ГЛАВА 5. ВЗЛЕТ

5.1. Руление на старт

Взлет состоит из разбега самолета и воздушного участка набора высоты 400 м. Момент отделения самолета от земли называют отрывом.

В процессе разбега самолет приобретает скорость отрыва, т.е. такую скорость, при которой на угле атаки отрыва возникает подъемная сила, практически равная силе веса самолета. После отрыва на воздушном участке самолет продолжает набирать безопасную высоту и скорость. Расстояние, которое проходит самолет по горизонту от начала разбега до набора высоты 10 м (35 Ф), называют взлетной дистанцией $L_{\text{взл.}}$

Получив разрешение на руление, необходимо осмотреть участок выруливания, убедиться в том, что включено управление поворотом колес передней опоры шасси, следует включить стояночный тормоз и дать команду "Экипаж, выруливаем". Двигатели плавно выводятся на режим, обеспечивающий страгивание самолета с места.

На рулении не допускается использование повышенных режимов работы двигателей. В противном случае не исключена возможность воздействия реактивной струи газов на находящихся поблизости людей, самолеты, наземное оборудование.

Минимальная ширина РД при рулении на двух двигателях составляет 22 м.

Минимальный допустимый радиус разворота равен 3,8 м, считая от тележки основной опоры шасси, расположенной со стороны разворота.

При минимально допустимом радиусе разворота наименьший радиус дорожки качения передней опоры равен 19,31 м.

Для разворота на 180° как с подтормаживанием, так и без подтормаживания требуется ВПП шириной 42 м.

На предварительном старте необходимо проверить, что предкрылки и закрылки отклонены на 19 - 18°, стабилизатор установлен на угол (–1...–2°) (рис. 41), интерцепторы и воздушные тормоза убраны.

После получения разрешения на выруливание на исполнительный старт включается управление поворотом колес передней опоры шасси и выполняется руление по оси ВПП на 5 - 10 м.

5.2. Взлет в нормальных условиях

Командир ВС удерживает самолет на тормозах и перемещением РУД устанавливает значение EP*R*, соответствующее начальному режиму.

Начать разбег следует после выхода двигателей на этот режим. По достижении скорости разбега 50 км/ч перемещением РУД установить выбранный

взлетный режим. Проконтролировать параметры работы двигателей на скорости 150 км/ч.

Взлет выполнять с работающей ВСУ, с включенным генератором ВСУ и с отбором воздуха на СКВ и ВСУ. Включение ВСУ производить после установки максимального для набора режима работы двигателей.

Разбег самолета выполняется с углом атаки крыла 3° с отклоненным от себя мини-штурвалом. Направление на разбеге выдерживается соответствующим отклонением педалей и перемещением их при необходимости на полный ход.

Второй пилот в процессе разбега докладывает значения скорости: "Скорость растет: 150, 180, ..." и далее через каждые 20 км/ч. При достижении скоростей V_1, $V_{\text{пр ст}}$ и V_2 докладывает соответственно: "Рубеж", "Подъем" и "Безопасная". Бортинженер следит за приборами силовых установок.

На скорости $V_{\text{пр ст}}$= 245 км/ч командир ВС после доклада второго пилота "Подъем" отклонением мини-штурвала на себя начинает подъем передней опоры (см. рис. 41). Отрыв самолета происходит при скорости, превышающей $V_{\text{пр ст}}=V_R$ примерно на 15 - 20 км/ч (табл. 14). Угол тангажа отрыва составит около 9 - 11°.

Угол тангажа, при котором самолет касается фюзеляжем бетона ВПП, равен 13°.

После отделения самолета от ВПП фиксируется угол тангажа 9 - 11° в наборе. На высоте не менее 5 м при положительной вертикальной скорости дается команда "Шасси убрать".

Таблица 14

Скорость взлета в зависимости от массы

Скорость, км/ч	Масса, т							
	103	100	95	90	85	80	75	70
$V_{\text{пр ст}}$	245	240	235	228	220	215	210	210
V_2	280	273	265	260	250	245	235	230
V_3	350	345	335	325	317	308	300	290

Разгон самолета на участке начального набора высоты выполняется так, чтобы к высоте 10,7 м скорость была не менее V_{2n}= 280 км/ч. О ее достижении докладывает второй пилот. Продолжается разгон до скорости (V_2= 280 км/ч), которая выдерживаетя в процессе набора высоты.

На высоте не менее 120 м при скорости не менее V_3= 345 - 350 км/ч ПР по команде командира ВС второй пилот убирает закрылки с 18° до 0° с разгоном до скорости не менее V= 380 км/ч. Скорость к концу уборки закрылков, разумеется, будет больше чем V_4 = 380 км/ч. Но эта скорость берется как минимальная на случай отказа двигателя и высоких температур воздуха.

При необходимости выполняется первый разворот с закрылками, отклоненными на 18°, предкрылками – на 19° и скоростью более 350 км/ч.

Уборка закрылков и предкрылков производится в прямолинейном полете. Если в процессе уборки механизации крыла самолет начнет крениться, следует приостановить уборку, устранить крен поворотом мини штурвала и выполнить посадку с механизацией крыла в том положении, при котором начался крен самолета.

Первый разворот с убранной механизацией крыла выполняется на скорости не менее $V_{пр}$= 380 км/ч ПР. При развороте не следует превышать угол крена 20°.

По команде командира ВС второй пилот перемещает рычаги управления двигателями с взлетного на максимальный режимы набора высоты.

Взлетные характеристики зависят от массы самолета и атмосферных условий. Наиболее характерные скорости представлены в табл. 15.

Данные скорости представлены на графике в РЛЭ, их рекомендуется округлять в сторону увеличения до 5 км/ч.

При выполнении взлета закрылки отклоняются на 8°, предкрылки на 19°, а соответствующие скорости представлены в табл. 16.

Таблица 15

Характеристики взлета

Скорости взлета, км/ч	Масса, т							
	103	100	95	90	85	80	75	70
$V_{пр\ ст}$	245	240	235	228	220	215	210	210
V_2	280	273	265	260	250	245	235	230
V_3	350	345	335	325	317	308	300	290
V_4	380	375	365	355	345	335	325	315
$V_{2\ п}$	280	273	265	260	250	245	235	230

Таблица 16

Скорости на взлете при $\delta_З$ = 8°, $\delta_{пр}$ = 19°

Скорость, км/ч	Масса, т						
	95	90	85	80	75	70	100
$V_{пр\ ст}$	260	250	244	240	240	240	265
V_2	277	265	260	260	260	260	285
$V_{2п}$	298	290	280	270	270	270	305
V_3	355	345	335	325	315	305	360
V_4	365	355	345	335	325	315	375

5.3. Силы, действующие на самолет при взлете

При разбеге на самолет действуют следующие силы (рис. 42): подъемная, сила лобового сопротивления, сила тяжести, сила тяги, сила реакции ВПП (*N*), равная и противоположная силе давления колес ($G – Y$), сила трения $F_{тр}$.

Величина силы трения $F_{тр}$ определяется величиной силы реакции $N = G – Y$ и коэффициентом трения качения *F*, причем при большей N и коэффициенте *F* сила трения $F_{тр}= F. N= F. (G – Y)$ большая (рис. 42).

Коэффициент трения качения зависит от состояния поверхности ВПП:

– для бетона равен 0,03 - 0,04;

– для твердого грунта 0,05 - 0,06.

При взлете с полосы, покрытой слоем воды или слякоти более 2 - 3 мм, возникает явление гидроглиссирования. Оно заключается в том, что вода не успевает выйти из-под авиашин и в результате образовавшихся сил самолет приподнимается над поверхностью ВПП (см. рис. 42). Образуется сила $X_{гл}$, которая увеличивает длину разбега самолета.

Разбег является прямолинейным ускоренным движением. Для создания ускорения необходимо, чтобы сила тяги силовой установки была значительно больше суммы силы лобового сопротивления и силы трения, т. е. $P > X+F_{тр}$.

При увеличении скорости на разбеге силы, действующие на самолет, изменяются следующим образом:

– подъемная сила и сила лобового сопротивления увеличиваются;

– сила трения уменьшается, так как давление самолета на ВПП и ее реакция ($N = G – Y$) уменьшаются;

– сумма силы лобового сопротивления и силы трения на бетонной ВПП практически не изменяется;

– сила тяги силовой установки несколько уменьшается, вследствие чего и избыток силы тяги $\Delta P = P – (X – F_{тр})$ также уменьшается.

5.4. Скорость отрыва самолета

В момент отрыва самолета подъемная сила практически равна силе тяжести самолета: $Y = G = mg$.

Из этого выражения скорость отрыва будет определяться следующим образом: $V_{отр} = \sqrt{\dfrac{2G}{\rho S C_{yоот}}}$.

Как видно из формулы, величина скорости отрыва зависит от взлетной массы самолета, плотности воздуха и $C_{yотр}$ При большей массе, меньшей плотности воздуха и меньшем коэффициенте $C_{y_{отр}}$ скорость отрыва большая.

Плотность воздуха зависит от высоты аэродрома над уровнем моря, от температуры и атмосферного давления.

При увеличении температуры и уменьшении давления плотность воздуха уменьшается, вследствие чего истинная скорость увеличивается. При этом отрыв самолета на одной и той же величине угла атаки с заданной полетной массой происходит на одной и той же приборной скорости, так как остается величиной постоянной.

При увеличении угла атаки, а также при отклонении закрылков $C_у$ возрастает, а скорость отрыва уменьшается. Нормальный отрыв самолета Ту-204-120 происходит при величине угла тангажа 10 - 11°, при этом закрылки отклонены на 18 - 19°, коэффициент $C_у$ с учетом влияния земли $C_{уотр} \approx$ 1,5 - 1,7 (взят из поляр для соответствующего положения механизации с учетом влияния земли).

Например, для m= 103 т при МСА и $C_{уотр}$= 1,5 - 1,7 на $\vartheta_т$ = 10 - 11° скорость отрыва равна 75 м/с = 275 км/ч.

5.5. Длина разбега

Если известны скорость отрыва и время разбега, то среднее ускорение самолета будет $j_{ср} = V_{отр}/t_{разб}$, где $t_{разб}$ – время разбега самолета.

Длина разбега в этом случае определяется по формуле:

$L_{разб} = V^2_{отр} / (2 j_{ср})$, где $V_{отр} = j_{ср} \cdot t_{разб}$.

Длина разбега самолета Ту-204-120 со взлетной массой 103 000 кг при нормальных условиях (t = 15° C, p = 760 мм рт. ст., безветрие) при скорости отрыва 280 км/ч и времени разбега 40с составляет 1 500 - 1 300 м, а среднее ускорение на разбеге достигает величины 1,875 м/с^2.

Как видим из формулы, длина разбега определяется скоростью отрыва и средним ускорением, причем при уменьшении скорости отрыва и увеличении ускорения длина разбега уменьшается.

Среднее ускорение самолета $j_{ср}$ при разбеге зависит от избытка тяги $\Delta P = P - (X + F_{тр})$ и массы самолета, а при большем избытке тяги и меньшей массе самолета ускорение большее, так как $j_{ср} = \Delta P / G$.

Величина длины разбега зависит от следующих эксплуатационных факторов.

Плотность воздуха. При уменьшении давления на 20 мм рт. ст. тяга двигателя меньше, истинная скорость отрыва больше, длины разбега больше на 4 - 6%.

Температура окружающего воздуха. При увеличении температуры воздуха на 15°С вследствие уменьшения тяги и увеличения истинной скорости отрыва длина разбега больше на 4 - 5%.

Взлетная масса. При увеличении взлетной массы на 1 т вследствие роста приборной скорости отрыва длина разбега больше на 2 - 3%.

Ветер. При встречном ветре 5 м/с ввиду уменьшения путевой скорости отрыва длина разбега меньше на 12 - 13%, а при попутном – больше на 13 - 15%.

Уклон ВПП. При уклоне 0,01 длина разбега самолета изменяется на 6 - 7%.

Угол атаки. Угол атаки в момент отрыва должен быть 12 - 14° (тангаж $\vartheta_т < 13°$). Если при отрыве угол атаки будет меньше, то коэффициент $C_{уотр}$ также меньше, а скорость отрыва и длина разбега будут большими. При выполнении взлета необходимо помнить, что на данной величине угла атаки (12 - 14°) каждому значению полетной массы соответствует своя приборная скорость отрыва. Если пилот обеспечит отрыв самолета на этой скорости, то это значит, что отрыв произошел при величине угла атаки 12 - 14° и длина разбега будет соответствовать расчетной по монограмме взлета. СЛЕДУЕТ ПОМНИТЬ, что угол касания хвостовой опорой ВПП (тангаж) – 13°.

5.6. Условия эксплуатации самолета

Летная эксплуатация самолета разрешается в зоне температур воздуха, ограниченных линиями "минимальная для арктических условий" и "максимальная межконтинентальная ИКАО". На земле допускается эксплуатировать самолет при температуре наружного воздуха от –50° до +45°С. Высота аэродрома не должна превышать 1 500 м.

В условиях обледенения разрешаются полеты при температуре наружного воздуха не ниже –20°С. Если температура ниже –20°С, необходимо принять меры для выхода из зоны обледенения.

Минимум самолета для взлета равен минимуму для посадки на аэродроме взлета. Взлет и посадка запрещаются в следующих случаях:

– коэффициент сцепления на ВПП менее 0,3;

– ВПП покрыта слоем слякоти (или мокрого снега) толщиной более 12 мм;

– ВПП покрыта сплошным слоем сухого снега толщиной более 50 мм;

– ВПП покрыта слоем льда;

– на мокрой ВПП вода занимает более 50% всей площади.

Состояние ВПП рассчитывается по графикам РЛЭ, с помощью которых уменьшаются располагаемые параметры ВПП в зависимости от толщины слоя осадков.

5.7. Расчет максимальной взлетной массы и скоростей на взлете

При определении максимальной взлетной массы самолета и скоростей на взлете используется ряд новых определений.

1. **Высота расположения –** атмосферное давление, выраженное в единицах измерения высоты в соответствии с международной стандартной системой атмосфер (10 мм рт.ст. – 110 м).

2. **Градиент набора высоты –** тангенс угла наклона траектории при наборе высоты, выраженный в процентах. Для самолета Ту-204-120 рассматриваается полный градиент набора не менее 2,4% на участке набора от момента уборки шасси до набора высоты 120 м при одном отказавшем двигателе и закрылках, отклоненных на 18°, предкрылках – на 19°. Градиент определяется по формуле $\eta_{н} = tG\theta_{н}$ 100%.

Полный градиент набора высоты – это предельно достижимое значение градиента набора высоты в рассматриваемых эксплуатационных условиях. Чистый градиент набора высоты – наиболее вероятное значение градиента набора высоты в рассматриваемых эксплуатационных условиях при массовой эксплуатации самолета.

3. **Полная траектория полета –** траектория полета, построенная по полному градиенту набора высоты. **Полная траектория взлета** – это траектория взлета, построенная по полному градиенту набора высоты на взлете.

4. **Чистая траектория полета –** траектория, построенная по чистому градиенту набора высоты на взлете.

5. **Скорость срыва V_S** – минимальная скорость самолета, полученная в летных испытаниях, при торможении самолета в прямолинейном полете.

6. **Безопасная скорость взлета V_2** – скорость, которая не менее чем на 20% превышает минимальную скорость срыва. Это минимальная скорость, на которой самолет при одном отказавшем двигателе может быть переведен в набор высоты с креном без скольжения.

7. **Скорость принятия решения V_1** – наибольшая скорость, при которой пилот, обнаружив отказ одного двигателя, должен принять решение о продолжении или прекращении взлета (время реакции пилота 3с).

8. **Скорость отрыва передней опоры самолета** $V_R = V_{пр\ ст}$ – скорость, которая на 3% меньше скорости отрыва самолета.

9. **Относительная скорость принятия решения** – отношение скорости принятия решения к скорости отрыва передней опоры. Нужна для нахождения скорости принятия решения.

10. **Располагаемая длина разбега при взлете –** длина ВПП, уменьшенная на длину участка выруливания (100 м).

11. **Располагаемая дистанция прерванного взлета** – расстояние, равное сумме длины ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, и длины концевой полосы безопасности (КПБ), в направлении которой производится взлет (рис. 43).

12. **Располагаемая дистанция взлета** (РДВ) – расстояние, равное сумме длины ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, длины КПБ и

свободной зоны полосы воздушных подходов. Участок свободной зоны, включенный в РДВ, должен быть не более 0,5 длины ВПП.

Полоса воздушных подходов (ПВП) – участок от торца КПБ, свободный от препятствий высотой более 10,7 м (35 футов).

13. **Потребная дистанция прерванного взлета –** сумма длины разбега при двух работающих двигателях от точки старта до точки отказа одного двигателя, длины разгона до V_1 при одном работающем двигателе и длины участка торможения до полной остановки самолета (см. рис. 43).

14. **Потребная длина продолжения взлета –** сумма длины разбега при двух работающих двигателях от точки старта до точки отказа одного двигателя, длины разбега на одном двигателе от точки отказа до точки отрыва и длины воздушного участка взлетной дистанции до набора высоты 10,7 м (35 футов) (см. рис. 43).

15. **Потребная длина разбега –** это условная величина, равная сумме фактической длины разбега самолета до скорости отрыва в случае отказа одного двигателя на скорости V_1 и 0,5 длины воздушного участка взлетной дистанции до набора высоты 10,7 м.

Примечание. *Условием определения взлетной массы являются следующие требования: потребная длина разбега не превышает располагаемую длину ВПП для разбега, потребная длина продолженного взлета не превышает располагаемую длину для продолжения взлета, потребная длина прерванного взлета не превышает располагаемую длину прерванного взлета.*

16. **Минимальная эволютивная скорость** $V_{\text{min эв}}=1{,}05V_{\text{св}}$ – это минимальная скорость, на которой достаточно рулей для балансировки самолета в горизонтальном полете с одним отказавшим двигателем с креном без скольжения.

17. **Минимальная эволютивная скорость** $V_{\text{min эв}}$ разбега – это минимальная скорость, на которой достаточно рулей для продолжения взлета при одном отказавшем двигателе ($V_{1\,\text{min}}$= 185 км/ч).

Для расчета максимально допустимой взлетной массы необходимо иметь следующие данные:

– располагаемую длину прерванного взлета РДПВ (сумма длин ВПП и КПБ минус 100 м);

– располагаемую длину прерванного взлета РДПВ (сумма длин ВПП и КПБ минус 100 м);

– располагаемую длину продолженного взлета РДВ (сумма длин ВПП плюс ПВП минус 100 м);

– уклон аэродрома, ветер, состояние ВПП, температуру, высоту (давление).

5.8. Взлет при боковом ветре

Максимально допустимая боковая составляющая скорости ветра при взлете и посадке в зависимости от коэффициента сцепления приведена в табл. 17.

Таблица 17

Зависимость боковой составляющей скорости ветра от коэффициента сцепления

Коэффициент сцепления	0,5 и больше	0,4	0,3
Скорость ветра, м/с	15	10	5

Встречная составляющая ветра 20 м/с. Максимально допустимая попутная составляющая скорости ветра при взлете и посадке 5 м/с.

Максимально допустимая скорость ветра любого направления при рулении 30 м/с (рис. 44).

Если взлет самолета выполняется при левом боковом ветре, то при разбеге с боковым ветром воздушный поток набегает на самолет под некоторым углом β. Следовательно, относительно движения потока воздуха самолет движется со скольжением под углом β.

Результирующая скорость набегающего W при наличии стреловидности крыла раскладывается на составляющие W_1 и W_2. Составляющая W_1 определяет величину аэродинамических сил: у левого крыла больше, а у правого меньше. Вследствие этого подъемная сила Y_2 и сила лобового сопротивления X_2 левого крыла значительно больше, чем Y_1 и X_1 правого. В результате разности подъемных сил (Y_1>Y_2) у самолета возникает кренящий момент на правое крыло (по ветру). А в результате разности лобовых сопротивлений (X_2>X_1) возникает разворачивающий момент, под действием которого самолет разворачивается влево, т. е. против ветра. Разворачивающий момент также создается боковой силой $Z_β$, возникающей вследствие скольжения самолета в набегающем потоке (рис. 44).

Так как крыло самолета Ту-204-120 имеет положительное поперечное V= +4°, то при наличии скольжения самолета в набегающем потоке угол атаки левого крыла несколько больше, чем правого. Вследствие разности углов атаки, разность подъемных сил (Y_2 и Y_1) и лобовых сопротивлений (X_2 и X_1) увеличивается, а значит и кренящий, и разворачивающий моменты также несколько увеличиваются.

Таким образом, при взлете с боковым ветром самолет стремится развернуться против ветра и имеет тенденцию к кренению по ветру.

При увеличении скорости на разбеге угол скольжения самолета β в набегающем потоке уменьшается, следовательно, кренящий и разворачивающий

моменты также несколько уменьшаются. После отрыва появляется снос самолета по ветру.

На протяжении всего взлета самолет, двигаясь в воздушном потоке со скольжением, испытывает большее лобовое сопротивление. Тяга двигателей за счет косой обдувки меньше. Поэтому при боковом ветре 15 м/с длина разбега больше на 10%. В связи с этим, направление на разбеге следует выдерживать педалями и поворотом штурвала в сторону против ветра. По мере увеличения скорости разбега необходимо постепенно уменьшить поворот штурвала с таким расчетом, чтобы самолет отделился от ВПП без крена. На скорости $V_{\text{п ст}}$ после доклада второго пилота "Подъем" необходимо выключить управление поворотом колес передней опоры самолета и отклонением мини-штурвала на себя начать подъем передней опоры. В момент подъема передней опоры необходимо установить педали нейтрально. Направление полета после отрыва и в наборе высоты следует выдерживать углом упреждения. Методика выполнения взлета при попутном ветре такая же, как и в нормальных условиях.

5.9. Взлет с ВПП, покрытой осадками

Руление по РД и ВПП, покрытым атмосферными осадками, выполняется на малой скорости при повышенном внимании. Рукоятку управления поворотом колес передней опоры самолета следует отклонять плавно, при необходимости на разворотах использовать асимметричную тягу двигателей, не допуская резкого изменения режима их работы. Не следует прибегать к использованию повышенных режимов работы двигателей во избежание повреждения других самолетов и наземного оборудования кусками льда и снега (от действия реактивной струи). Для уменьшения скорости руления и остановки самолета следует применять плавное и постоянное обжатие тормозных педалей, при возникновении опасности выкатывания самолета на обочину или столкновения с препятствиями использовать реверс тяги. К остановке самолета необходимо приступать на расстоянии 50 - 60 м от намеченного места.

После получения разрешения на взлет вначале выводятся двигатели на 65 - 70° РУД, далее все двигатели – на взлетный режим. В случае страгивания самолета с места следует отпустить тормоза и в процессе разбега плавно выводить двигатели на взлетный режим в указанном выше порядке. Следует следить за симметричностью тяги, чтобы избежать рысканья в начале разбега.

На разбеге необходимо удерживать штурвал в положении от себя для обеспечения контакта колес передней опоры самолета с поверхностью ВПП. Не следует поднимать переднюю опору до достижения скорости $V_{\text{п ст}}$ с целью избежания загрязнения самолета, так как в этом случае ухудшается путевая устойчивость и увеличивается лобовое сопротивление самолета.

Для остановки самолета при прекращении взлета следует использовать тормоза, интерцепторы, воздушные тормоза и реверс. Если выдержать направление самолета отклонением педалей не удается, необходимо уменьшить режим реверсируемого двигателя вплоть до малого газа (при отклонении самолета вправо уменьшить режим правого реверсируемого двигателя, при отклонении влево – левого двигателя). По мере парирования тенденции самолета к отклонению следует увеличить режим реверса этого двигателя. При необходимости используется реверс тяги двигателей до полной остановки самолета.

5.10. Ошибки при выполнении взлета

К наиболее характерным ошибкам при выполнении взлета относятся неправильная установка самолета перед взлетом и отрыв самолета с большим или малым углом атаки.

Неправильная установка самолета перед взлетом (под углом к оси ВПП) приводит к тому, что необходимое направление взлета не выдерживается. В этом случае командир ВС вынужден в процессе разбега исправлять ошибку, доворачивая самолет к необходимому направлению взлета. Для предотвращения этой ошибки необходимо перед взлетом установить самолет точно по оси ВПП. В процессе разбега своевременно парировать малейшее стремление самолета к отклонению от направления взлета, управляя рулем направления и передней опорой шасси.

При значительном отклонении от направления разбега и неуверенности в том, что удается вернуть самолет на ось ВПП, взлет необходимо прекратить. Следует учитывать, что при взлете со скользкой ВПП, даже при небольшом боковом ветре, направление, особенно в начале разбега, выдерживать трудно, так как руль направления малоэффективен (малая скорость), а колеса передней опоры и тормоза малоэффективны по причине малого коэффициента трения.

Отрыв самолета с большим углом атаки возможен при взлете с коротких ВПП, при возникновении неожиданных препятствий на ВПП, при взлете с заснеженных полос, когда командир ВС в процессе разбега самолета вынужден начать подъем передней опоры самолета на скорости меньше V_R. Увеличение угла атаки при отрыве соответственно ведет к уменьшению скорости отрыва, что в определенных условиях является небезопасным.

Отрыв самолета с малым углом атаки ведет к увеличению длины разбега и скорости отрыва. Взлет на повышенной скорости сам по себе не опасен, но разбег сопровождается чрезмерными нагрузками на узлы шасси и особенно на передние колеса.

Взлет с малым углом атаки наиболее часто происходит в тех случаях, когда начало подъема передней опоры выполняется с опозданием (на повышенной скорости). Если в процессе подъема передней опоры самолета после достижения V_R колеса не отрываются от ВПП при обычном темпе и усилии, следует бо-

лее энергично взять штурвал на себя. При достижении самолетом угла тангажа, соответствующего взлетному, удерживать его в этом положении.

Ошибкой при взлете с боковым ветром является невыдерживание направления разбега. Ввиду недостаточного отклонения руля направления, особенно при скользкой и мокрой полосе, возможен уход самолета (носовой частью) по направлению к ветру. При меньшем отклонении руля направления и передних колес шасси возможен уход самолета с ВПП (по ветру). Если самолет к моменту отрыва не приобретет необходимого угла упреждения, то ввиду разности подъемных сил левой и правой половин крыла, возможен крен.

ГЛАВА 6. НАБОР ВЫСОТЫ

6.1. Характеристики набора высоты

Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты, изображена на рис. 45. Сила тяжести G раскладывается на две составляющие:

$G_1 = G\cos\theta_{наб}$ – проекция силы тяжести на перпендикуляр к траектории полета ($\theta_{наб}$ – угол набора высоты);

$G_2 = G\sin\theta_{наб}$ – проекция силы тяжести на траекторию полета.

Для осуществления набора высоты необходимо:

– для выполнения полета с постоянным углом набора $Y = G_1 = G\cos\theta_{наб}$;

- для выполнения набора высоты с постоянной скоростью $P = X + G_2 = X + G\sin\theta_{наб}$.

Скорость и тяга, потребные при наборе высоты

Воспользовавшись первым условием, что, определим скорость, потребную при наборе высоты:

$$V_{наб} = \sqrt{\frac{2G\cos\theta_{наб}}{C_у S\rho}}\,.$$

Так как углы набора высоты у транспортных самолетов небольшие, то подъемная сила самолета практически равна силе тяжести ($\cos\theta_{наб} = 1$). Поэтому скорость при наборе высоты практически равна скорости горизонтального полета и зависит от полетного угла атаки, массы самолета, плотности воздуха (температуры, давления, высоты полета). Влияние этих факторов на скорость сказывается значительно.

Характерные скорости режима набора высоты самолета Ту-204-120 при взлетной массе 103 т следующие:

– минимальная скорость набора высоты 310 км/ч при $\alpha_{кр} = 20°$, минимально допустимая скорость 400 км/ч;

– наивыгоднейшая скорость набора высоты при $\alpha_{нв}$= 6,7° равна 480 км/ч ПР. При этой скорости угол набора высоты максимальный, так как на этой скорости самый большой избыток тяги. Наивыгоднейшая скорость набора высоты 550 км/ч ПР. На этой скорости самая большая вертикальная скорость(самое большое произведение $\Delta P\ V$);

– максимально допустимая приборная скорость для самолета Ту-204 580 км/ч ПР, а число M = 0,83 с точки зрения устойчивости и управляемости самолета.

Воспользовавшись вторым условием $P = X + G.\ \sin\theta_{наб}$, определим тягу, потребную для набора высоты. Так как набор высоты самолета (при каждой величине угла атаки) происходит практически с той же скоростью, что и горизонтальный полет, то лобовое сопротивление в наборе при этом равно лобовому сопротивлению в горизонтальном полете.

Следовательно, для уравновешивания лобового сопротивления при наборе высоты необходима сила тяги такая же, как и в горизонтальном полете, т. е. $P_{гп}= G/K$. В результате потребная тяга при наборе высоты определяется по формулам:

$$P_{наб} = P_{гп} + G\sin\theta_{наб},\ P_{наб} = G/K + G\sin\theta_{наб}.$$

Как видно из этих выражений, тяга, потребная при наборе высоты, больше тяги, потребной в горизонтальном полете на величину $G_2= G.\ \sin\theta_{наб}$, причем, чем больше полетная масса и угол набора, тем больше требуется дополнительной тяги. Величину $G_2=G\sin\theta_{наб}$ при наборе высоты уравновешивает избыток тяги ΔP.

Угол и вертикальная скорость набора высоты

При выполнении набора высоты $\Delta P = G_2 = G.\ \sin\theta_{наб}$. Из этого выражения можно определить угол набора высоты: $\sin\theta_{наб} =\Delta P/ G$.

Как видно из формулы, величина угла набора высоты зависит от избытка тяги ΔP и силы тяжести самолета. Наибольший угол набора высоты самолет имеет при угле атаки, близком к наивыгоднейшему ($\alpha_{нв}$= 6,7°), так как при этом избыток тяги максимальный (табл. 18).

Вычислим величину максимального угла набора самолета Ту-204 с полетной массой 103 т у земли. Из кривых потребных и распологаемых значений тяги определим:

$$\Delta P_{max}= P_{Р} - P_{гп}= 240 - 57 = 183\text{ кН};$$

$$\sin\theta_{наб\ max}== 0{,}177;\ \theta_{наб\ max}= 10°.$$

Таблица 18

Углы набора высоты
в зависимости от скорости, массы и избытка тяги

m, т	$V_{нв}$, км/ч	P, кН	$\theta_{наб\ max}$
103	420	183	10°05′
95	455	187	10°20′
90	430	190	10°30′
85	415	192	10°40′
80	400	196	10°50′

Вертикальная скорость набора высоты – это высота, которую набирает самолет за 1 с.

Из треугольника скоростей можно определить: $V_у = V_{наб} \cdot \sin\theta_{наб} = V_{наб} \cdot \Delta P / G$, м/с.

Как видно из формулы, вертикальная скорость набора зависит от скорости набора высоты, избытка тяги и массы самолета. Наибольшую вертикальную скорость имеет самолет при данной массе на угле атаки, где $(\Delta P\ V)_{max}$. При массе 103 т на наивыгоднейшей скорости набора 550 км/ч ПР при ΔP_{max}=14 300 кг самолет имеет $V_{у\ max}$ = 21 м/с.

Скорость полета, при которой самолет имеет $V_{у\ max}$, называется наивыгоднейшей скоростью набора высоты. При m= 103 т $V_{нн}$ у земли равна 550 км/ч ПР (табл. 19).

Таблица 19

Зависимость вертикальных скоростей от массы самолета

m, т	103	95	90	85	80
$V_у$, м/с	27	28	30	32	35

При увеличении или уменьшении скорости полета от наивыгоднейшей скорости набора 550 км/ч ПР уменьшается величина $\Delta P\ V$, а значит и вертикальная скорость самолета. При уменьшении массы самолета потребная тяга горизонтального полета уменьшается, а избыток тяги увеличивается. Кроме того, при меньшей полетной массе его составляющая $G_2 = G. \sin\theta_{наб}$ также меньше. Следовательно, самолет, имеющий меньшую полетную массу, при той же величине угла атаки имеет большие вертикальные скорости и угол набора. С поднятием на высоту при любой величине угла атаки избыток тяги уменьшается, а значит, угол набора высоты и вертикальная скорость также уменьшаются. Уменьшение избытка тяги происходит за счет уменьшения располагаемой тяги с поднятием на высоту. Кроме того, при наборе высоты полетная масса самолета вследствие выгорания топлива уменьшается, благодаря

чему несколько задерживается уменьшение избытка тяги, угла набора и вертикальной скорости.

Величина угла набора высоты и вертикальной скорости зависит также от положения шасси и закрылков самолета. При выпущенном положении шасси и закрылков аэродинамическое качество самолета уменьшается, тяга потребная для горизонтального полета, увеличивается, а избыток тяги, угол набора и вертикальная скорость уменьшаются.

6.2. Порядок набора высоты

Требования, предъявляемые к набору высоты:

– набор высоты эшелона должен происходить практически за минимальное время;

– в процессе набора высоты самолет должен пролетать большее расстояние с целью уменьшения времени всего полета;

– упрощается техника пилотирования при наборе высоты.

Рекомендуемый РЛЭ порядок набора этим требованиям удовлетворяет.

Набор высоты выполняется на скорости 550 км/ч ПР, а с высоты 7 000 м на скорости 530 км/ч. После достижения значения числа M = 0,78 набор выполняется при значении M = 0,78. Не следует уменьшать скорость ниже значения, соответствующего полету с углом 7°- 8°. Бортовой инженер включает перекачку топлива из бака 1 в бак 3 для уменьшения расхода топлива в полете, после пролета расстояния 100 км.

Если предполагается прохождение зон сильной турбулентности, следует воздержаться от набора максимальной крейсерской высоты. Максимальный эшелон полета ограничивается в зависимости от массы самолета (табл. 20).

Таблица 20

Максимальный эшелон

Полетная масса самолета, т	100	95	90	85	8(
Высота, м	11100	11400	11800	12000	12000

При нарушении этих ограничений уменьшается запас угла атаки от полетного до критического, от полетной скорости до скорости сваливания. При нарушении этого ограничения и вследствие действия восходящего порыва воздушного потока самолет может выйти на закритические углы атаки и свалиться. Самолет в наборе высоты имеет следующие характеристики набора высоты: высоту полета 10 000 м самолет набирает за 18 мин, проходит 200 км, расходует топлива 2 400 кг. На характеристики набора высоты влияет температура окружающего воздуха (табл. 21) и отказ двигателя (табл. 22).

Таблица 21

Максимальные эксплутационные высоты полета
при работе двух двигателей

Температура, град.	Масса, т					
	95	90	85	80	75	70
МСА	11400	11800	12000	12000	12000	12000
МСА +20	11000	11300	11800	12000	12000	12000
МСА +25	10500	11000	11400	11800	12000	12000
МСА +30	10000	10500	11000	11400	11800	12000

Таблица 22

Максимальные эксплутационные высоты полета
при работе одного двигателя на номинальном режиме

Температура, град.	Масса, т					
	95	90	85	80	75	70
МСА	3000	3300	4000	4500	5000	5500
МСА +20	2000	2600	3200	3800	4400	5000
МСА +25	1500	2000	2500	3000	4500	4000
МСА +30	500	1200	1800	2200	2800	3200

ГЛАВА 7. СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

7.1. Характеристики снижения

Угол между линией горизонта и траекторией снижения называется углом снижения $\theta_{сн}$. Если при снижении сила тяги силовой установки близка к нулю, то такое снижение называется планированием, а угол снижения – углом планирования $\theta_{пл}$ (рис. 46).

Сила тяжести раскладывается на две составляющие:

– $G_1 = G.\cos\theta_{сн}$ – проекция силы тяжести на перпендикуляр к траектории снижения;

– $G_2 = G.\sin\theta_{сн}$ – проекция силы тяжести на траекторию снижения.

Для осуществления снижения необходимо, чтобы

$$Y = G_1 = G.\,\mathrm{Cos}\theta_{сн},\ X = P + G_2 = P + G.\sin\theta_{сн}.$$

Если сила $P = 0$, то самолет планирует.

Скорость, угол снижения и планирования

Из условия $Y = G.\cos\theta_{сн}$ находим $V_{сн} = \sqrt{\dfrac{2G\cos\theta_{сн}}{\rho S C_y}}$.

Из равенства $P + G_2 = X$ или $P + G. \sin\theta_{сн} = X$ получаем $\sin\theta_{сн} = 1/K – P/G$ или $\sin\theta_{пл} = 1/K$ при $P = 0$.

Отсюда видно, что угол планирования зависит от аэродинамического качества (угла атаки, положения шасси, закрылков, обледенения и числа *M*). При наивыгоднейшем угле атаки ($\alpha_{нв} = 6{,}7°$) аэродинамическое качество максимальное ($K = 18$), а угол планирования минимальный ($\theta_{пл} = 3°15'$). На углах атаки больше или меньше $\alpha_{нв}$ аэродинамическое качество самолета уменьшается, а угол планирования увеличивается. При выпуске шасси и закрылков, а также при обледенении самолета аэродинамическое качество самолета уменьшается, а угол планирования самолета увеличивается. Если на глиссаде задросселировать двигатели, то $V_у = 12 - 14$ м/с, а $\theta_{пл} = 9 - 10°$. Даже перевод РУД на взлетный режим не избавит самолет от просадки 60 - 70 м, что приведет к удару самолета о землю после пролета БПРМ.

Вертикальная скорость снижения и планирования

Из треугольника скоростей вертикальная скорость снижения определяется по формуле: $V_{у\ сн} = V_{сн} \cdot \sin\theta_{сн}$, подставив $\sin\theta_{пл} = 1/K – P/G$, имеем $V_{у\ сн} = V_{сн} \cdot (1/K – P/G)$ или при $P=0$ $V_{у\ пл} = V_{пл}/К$.

Минимальная вертикальная скорость будет при выдерживании наивыгоднейшей скорости, зависящей от массы. При $G = 85$ т, $V_{нв} = 415$ км/ч ПР, $V_у = 6 - 7$ м/с.

Если на глиссаде задросселировать двигатели, то $V_у$ увеличивается до 12 - 14 м/с.

Дальность планирования $L = H\ K$. Наибольшая дальность планирования будет при выдерживании скорости наивыгоднейшей. При планировании со встречным или попутным ветром $L_{пл} = H\,K \pm U\,t$.

Встречный или попутный ветер влияет только на угол планирования, вертикальная скорость от ветра не зависит.

7.2. Порядок снижения

В горизонтальном полете до начала снижения рассчитываются время снижения, посадочная масса и центровка самолета. Нормальная посадочная масса самолета Ту-204 равна 80 - 85 т. Максимальная посадочная масса самолета Ту-204-120 равна 88 т.

В отдельных случаях разрешается посадка с массой, превышающей максимальную посадочную, вплоть до 103 т, однако количество таких посадок не должно превышать 3% от назначенного ресурса.

Снижение необходимо производить при работе двигателей на режиме малого газа, при необходимости использовать интерцепторы или увеличение режима двигателей. Выпуск и уборку интерцепторов надо производить с остановкой рукоятки в каждом фиксированном положении (табл. 23).

Таблица 23

Положение интерцепторов в зависимости от высоты полета

H, м	10600	9600	8600	6500
$\delta_{инт}$, град	12,5	25	37,5	50

Указанные углы соответствуют фиксированным положениям рукоятки управления интерцепторами.

Минимальная высота полета с выпущенными интерцепторами должна быть не ниже 1 500 м.

В программном полете необходимо контролировать правильность выполнения маршрута снижения, выдерживая вручную рекомендованные скорости полета.

В снижении могут использоваться следующие автоматические режимы:

а) в продольном канале – совмещенное управление;

б) в боковом канале:

– совмещенное управление;

– стабилизация и управление заданным путевым углом;

– горизонтальная навигация.

Режимы, обеспечивающие управление в боковом канале, можно сочетать с режимом "Совмещенное управление" продольного канала. Для сигнализации о подходе к заданной высоте и отклонениях от нее высоту эшелона надо задавать с ПУ-56 заранее.

При выходе на заданный эшелон счетчик заданной барометрической высоты на КПИ должен погаснуть. На эшелоне перехода включается механизация крыла на работу в режиме "ОЖИДАНИЕ".

При речевом сообщении "ЗЕМЛЯ. ТЯНИ ВВЕРХ" и высвечивании текста красного цвета "ТЯНИ ВВЕРХ" начинается вывод самолета из снижения с перегрузкой не менее 1,3. Увеличивается при необходимости режим работы двигателей, контролируется вертикальная скорость и высота. В начале снижения включается перекачка топлива из бака в бак. Самолет снижается с задросселированными двигателями при величине *M* не более 0,78 до высоты 10 000 м, затем выдерживается скорость приборная 500 км/ч ПР, а с эшелона перехода 1 200 м самолет снижается на приборной скорости не более 370 км/ч ПР. При необходимости выпускаются интерцепторы.

Самолет снижается с высоты 11 000 м за время 21 мин, проходит 210 км и расходует топлива 210 кг.

Если самолет снижается с отклоненными интерцепторами, то время снижения, проходимое расстояние и расход топлива уменьшаются в два раза.

7.3. Экстренное снижение

Уменьшение давления и плотности воздуха при увеличении высоты полета приводит к снижению поступления кислорода в организм человека. Нормальная жизнедеятельность может сохраняться только до высоты 4,5 км, выше этой высоты наступает кислородное голодание. Эта высота является физиологическим пределом для полета в негерметичной кабине без кислородных приборов. На высоте более 6 км происходят нарушения психической деятельности и функций организма, что опасно для жизни (человек теряет сознание). Поэтому необходимо немедленное снижение (рис. 47).

Аэродинамически экстренное снижение обосновывается выражением $V_{усн} = V_{пл} / K$, откуда видно, что, чем больше скорость и меньше аэродинамическое качество, тем больше вертикальная скорость снижения. На самолете Ту-204-120 аэродинамическое качество уменьшается за счет отклонения интерцепторов.

Экстренное снижение выполняется при разгерметизации кабины, пожаре и в других случаях по усмотрению командира ВС.

Для экстренного снижения с крейсерской высоты необходимо сообщить диспетчеру УВД об экстренном снижении, отвернуть от оси маршрута, перевести рычаги управления двигателями на режим "МАЛЫЙ ГАЗ"; при этом выпускаются интерцепторы полностью за время 5 - 7 с.

Самолет переходит на режим штурвального управления и переводится на снижение с перегрузкой 0,3 - 0,5 до достижения вертикальной скорости снижения 40 - 50 м/с. Самолет снижается с эшелона, не превышая (с точки зрения устойчивости и управляемости) числа $M_{max\ э}$= 0,83, а с высоты 10 000 м – не превышая (с точки зрения прочности) приборной скорости $V_{пр}$= 580 км/ч ПР.

Время экстренного снижения с максимальной крейсерской высоты до 4200 м не превышает 4 мин. Для вывода самолета из экстренного снижения на выбранной высоте необходимо убрать интерцепторы за 5 - 7 с с остановкой рукоятки в фиксированных положениях. Взятием штурвала на себя с перегрузкой 1,2 - 1,3 перевести самолет в горизонтальный полет, при этом потеря высоты составляет 300 - 400 м. Потерю высоты при выводе самолета из снижения можно определить по формуле:

$$\Delta H = \frac{V_у^2}{2g(n_у - 1)},$$

где $V_у$ – вертикальная скорость снижения;

$n_у$ – перегрузка вывода из снижения;

ΔH – просадка при выводе из снижения.

ГЛАВА 8. ПОСАДКА САМОЛЕТА

8.1. Заход на посадку и посадка самолета

Посадка самолета состоит из воздушного участка (предпосадочное снижение, выравнивание, выдерживание), приземления и пробега. В процессе предпосадочного снижения обеспечивается точный расчет на посадку. Процесс выравнивания служит для погашения вертикальной скорости, которую имел самолет при снижении. Выравнивание начинается на высоте 10 - 8 м, после пролета торца ВПП и производится с таким расчетом, чтобы на высоте 1 - 0,5 м прекратилось снижение самолета.

В процессе выдерживания самолет движется почти горизонтально, в конце выдерживания на посадочной величине угла атаки подъемная сила становится несколько меньше силы тяжести и самолет приземляется. Скорость, на которой происходит приземление, называется посадочной.

Скорость $V_{зп} = V_{AT0} = V_{REF}$ – минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП. Особенностью посадки самолета Ту-204-124 является короткая стадия выравнивания и выдерживания, объясняющаяся его большим лобовым сопротивлением. Это позволяет проходить торец ВПП на высоте 10 м и приземляться на расстоянии 330 м от торца ВПП.

Перед заходом на посадку производится расчет элементов захода на посадку с учетом посадочной массы, центровки, состояния ВПП, скорости и направления ветра, температуры и атмосферного давления на аэродроме, $V_{зп,}$ посадочной скорости самолета (рис. 48).

Обычно заход на посадку до ВПР при автоматическом управлении конролирует, а при директорном – выполняет второй пилот. Командир ВС управляет скоростью, осуществляет контроль за выдерживанием режимов захода на посадку, принимает решение и выполняет посадку.

В процессе автоматического захода на посадку пилоты должны держать руки на мини-штурвале, ноги должны находиться на педалях для того, чтобы быть готовыми к переходу на ручное управление самолетом, особенно когда один из пилотов занят выполнением других операций.

На высоте предпосадочного маневра (высота круга) командир ВС сравнивает по КПИ показания барометрической и радиовысоты, учитывая рельефы местности.

После высвечивания на КПИ текста синего цвета "КУР. ЗОН." определяет начало четвертого разворота, он выполняется с креном до 30°, на скорости 330 - 370 км/ч.

На посадочном курсе на удалении 3 км до ТВГ на скорости 330 - 370 км/ч выпускаются вторым пилотом закрылки на 18°, а предкрылки на 19°. Командир

ВС устанавливает на ПУ-56 скорость захода на посадку при закрылках, отклоненных на 18°.

Командир ВС контролирует вход в глиссаду, выдерживает скорость захода, изменяя режим работы двигателей при отключенном АТ.

После входа в глиссаду по команде командира ВС второй пилот выпускает шасси. Затем по команде командира ВС второй пилот выпускает закрылки на угол 37°, а предкрылки на угол 23°. Выпуск закрылков и предкрылков должен быть завершен к высоте 200 м.

Командир ВС устанавливает на ПУ-56 скорость $V_{зп}$ захода при посадочном положении закрылков и контролирует режим снижения по глиссаде (рис. 48).

На глиссаде при рекомендованной скорости $V_{зп}$ угол атаки составляет около 6°. При снижении по глиссаде до высоты 60 м не допускается вертикальная скорость снижения более 7 м/с, ниже 60 м не допускается вертикальная скорость снижения более 5 м/с.

На участке 200 м ВПР оценивается возможность продолжения автоматического захода на посадку. Если не соблюдены условия точности захода, выполняется уход на второй круг.

На ВПР +30 м начинается устанавливаться визуальный контакт с наземными ориентирами. После установления надежного визуального контакта с наземными ориентирами оценивается положение самолета относительно ВПП и возможность посадки самолета.

Бортинженер, начиная с высоты 60 м, через каждые 10 м ведет отсчет радиовысоты (по КПИ).

Если положение самолета обеспечивает безопасную посадку, то подается команда "Садимся", а если положение самолета не обеспечивает безопасной посадки – "Уходим".

Отключается автоматический режим нажатием кнопки "ОТКЛ. АП" на мини-штурвале и отключается режим "СКОР." перемещением РУД или кнопкой "ОТКЛ. АТ" на ПУ-56.

Командир ВС берет управление на себя и, при необходимости, начинает маневр по устранению бокового отклонения самолета от оси ВПП.

Допустимые на ВПР отклонения от глиссады (одна точка на КИНО):

– вверх – командир ВС не устраняет, выполняет полет по продолженной глиссаде, сохраняя вертикальную скорость снижения и установившийся (подобранный) режим работы двигателей до высоты начала выравнивания;

– вниз – командир ВС устраняет, уменьшая вертикальную скорость снижения с целью обеспечения пролета порога ВПП на заданной высоте, не допуская резких отклонений мини-штурвала и изменений режима работы двигателей.

Второй пилот:

– дублирует отключение автомата на минимальной высоте использования;

– контролирует параметры полета по приборам до высоты начала выравнивания;

– докладывает об отклонениях параметров полета:

"Крен левый (правый) велик", если крен достигает 5° и более;

"Крутое снижение", если вертикальная скорость снижения достигает 5 м/с и более;

"Скорость мала (велика)", если она на 5 км/ч меньше (на 10 км/ч больше) заданной.

По глиссаде выдерживаются скорости, приведенные в табл. 24.

Таблица 24

Скорости самолета на глиссаде, км/ч

Полож. механиз., град	Масса, т						
	90	85	80	75	70	65	60
$\delta_{пр}$= 0, $\delta_з$= 0	352	342	332	322	312	302	290
$\delta_{пр}$= 19, $\delta_з$= 0	300	290	280	270	260	255	245
$\delta_{пр}$ = 19, $\delta_з$= 18	260	250	245	235	235	235	235
$\delta_{пр}$= 23 $\delta_з$= 26	250	240	235	235	235	235	235
$\delta_{пр}$= 23 $\delta_з$= 37	245	235	230	225	225	225	225

8.2. Выполнение посадки

Посадку необходимо производить в режиме штурвального управления. С высоты 15 м (над входным торцом ВПП) до начала выравнивания должен сохраняться сбалансированный режим захода на посадку по продолженной глиссаде.

К моменту приземления боковое отклонение самолета от оси ВПП не должно превышать 1/4 ширины ВПП, а вектор путевой скорости должен быть направлен параллельно или в сторону оси ВПП.

На высоте 7 - 6 м надо начать выравнивание, не допуская выдерживания и взмывания самолета, удлиняющих посадочную дистанцию. Посадочный угол атаки будет равен $\alpha_{пос}$= 11 - 12°.

После создания посадочного положения самолета перевести РУД на режим "МАЛЫЙ ГАЗ". Перевод РУР в положение "ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УПОР" надо производить сразу после приземления на основные опоры шасси. Убедившись в правильном положении самолета относительно оси ВПП и включении реверса, необходимо плавно опустить переднюю опору, перевести РУР в положение "МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕВЕРС".

На скорости 120 км/ч переводится РУР в положение "ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УПОР",а на скорости не менее 50 км/ч – в нижнее выключенное положение.

Выпуск воздушных тормозов и интерцепторов после приземления происходит автоматически. Если автоматического выпуска не произошло, надо выпустить интерцепторы полностью перемещением рукоятки "ИНТЕРЦЕПТОРЫ" одним движением.

Торможение колесами применять на скорости, не превышающей максимальную скорость начала торможения.

Направление движения самолета на пробеге выдерживается отключением педалей, при необходимости используется раздельное торможение. В конце пробега надо убрать закрылки, включить обдув колес, выключить посадочные фары.

Перед сруливанием с ВПП необходимо проверить, что воздушные тормоза и интерцепторы убраны. При выполнении посадки в условиях обледенения или использования реверса тяги до полной остановки самолета допускается уборка закрылков до заруливания на стоянку только до 18°.

Максимальные скорости при различных углах отклонения закрылков представлены в табл. 25.

Таблица 25

Максимальные эксплуатационные скорости полета в зависимости от конфигурации

Конфигурация самолета	Угол отклонения закрылков, град	Угол отклонения предкрвлков, град	Максимальная скорость, км/ч
Полетная	0	0	580
Взлетная	8	19	300
	8	19	375
Промежуточная при заходе на посадку	3	19	430
Посадочная	8	19	430
	26	23	355
	37	23	330
На режиме ожидания	0	23	240

8.3. Посадочная скорость и длина пробега самолета

В момент приземления ($\alpha = 11$ - $12°$) подъемная сила самолета практически равна силе тяжести, т. е. $Y = G_{пос}$.

Из этого условия посадочная скорость (в м/с) будет равна

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{\text{у}} S \rho}}.$$

Из формулы видно, что величина скорости зависит от посадочной массы самолета, плотности воздуха и $C_{\text{у пос}}$. При увеличении посадочной массы, уменьшении угла атаки, увеличении температуры и уменьшении давления посадочная скорость увеличивается. При $m_{\text{пос}}$= 85 т, стандартных атмосферных условиях, $\alpha_{\text{пос}}$= 12° и $V_{\text{пос}}$ = 63 м/с = 220 км/ч.

Длина пробега (в м) как равнозамедленного движения определяется по формуле:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2 j_{\text{ср}}},$$

где $j_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{пос}}}{t_{\text{проб}}}$ – абсолютная величина ускорения торможения при пробеге.

Величина среднего замедления при пробеге зависит от величины тормозных сил

$$j_{cp} = \frac{F_{\text{торм}}}{m} = \frac{g\left(X + F_{\text{тр}} + P_{\text{рев}}\right)}{G}.$$

Таким образом, длина пробега зависит от посадочной скорости и среднего замедления. Все то, что уменьшает величину посадочной скорости, уменьшает и длину пробега самолета.

Сила трения определяется: $F_{\text{тр}} = f_{\text{тр}}(G - Y)$, где $f_{\text{тр}}$= 0,25 - 0,05 – коэффициент трения торможения.

Сила реверса $P_{\text{рев}}$= 2 × 3 200 кг = 6 400 кг.

Рассмотрим факторы, влияющие на длину пробега самолета.

Плотность воздуха. При меньшей плотности воздуха (высокая температура, низкое атмосферное давление, высокогорный аэродром) длина пробега больше, так как истинная посадочная скорость увеличивается, меньше будет обратная тяга двигателей. При понижении давления на 20 мм рт. ст. длина пробега увеличивается на 5 - 6%.

Температура. При увеличении температуры на 15° увеличивается истинная посадочная скорость и уменьшается обратная тяга; длина пробега увеличивается на 5 - 6%.

Механизация крыла. При посадке с убранными закрылками и предкрылками $C_{\text{у пос}}$ меньше. При m= 85 т, $V_{\text{зп}}$ = 340 км/ч, $V_{\text{пос}}$= 320 км/ч. Посадочная дистанция увеличивается в 2 раза.

Ветер. При посадке со встречным ветром 5 м/с ввиду меньшей путевой скорости длина пробега уменьшается на 14 - 15%, а при попутном ветре 5 м/с увеличивается на 15 - 20%.

Наклон ВПП. При пробеге самолета на уклон 0,01 (1 м на 100 м пробега) составляющая силы тяжести $G_2 = G \sin\theta_{\text{впп}}$ является тормозящей силой, что уменьшает длину пробега в среднем на 6 - 7%. При посадке под уклон – наоборот.

Реверс тяги. Своевременное включение реверса тяги сокращает длину пробега на 20 - 25% (2 × 3 200 кг) (рис. 49).

Интерцепторы и щитки (воздушные тормоза) выпускаются сразу после приземления, что увеличивает лобовое сопротивление самолета; уменьшается C_y, что приводит к уменьшению подъемной силы и лучшей работе тормозов. Выпуск интерцепторов и щитков (воздушных тормозов) уменьшает длину пробега на 20 - 25%. Запаздывание в их выпуске на 2 с увеличивает длину пробега на 100 - 150 м.

Масса. При изменении массы воздушного судна на 1 т приборная скорость на глиссаде изменяется на 1 км/ч, это изменяет длину пробега на 2 - 3%.

Если проанализировать эффективность средств торможения, то поглощение кинетической энергии распределяется следующим образом: тормоза колес шасси – 58%; аэродинамическое сопротивление – 23,5%; реверс тяги – 18,5%.

При **завышении скорости** на глиссаде на 10 км/ч больше будет скорость посадочная, а длина пробега возрастает на 10%.

При уменьшении скорости от расчетной на глиссаде на 10 км/ч уменьшается эффективность руля высоты и увеличивается его расход на 3 - 4°.

Перегрузка в момент приземления зависит от вертикальной скорости касания ВПП.

8.4. Влияние состояния ВПП

Взлет и посадка при наличии осадков (вода, слякоть, снег, лед на ВПП) для современных реактивных самолетов – сложный процесс. Под термином "осадки" понимаются любые осадки на ВПП: от сухого снега до стоячей воды.

Несмотря на разнообразие средств торможения современного самолета, основными все же являются тормоза колес и реверс тяги. Если при посадке на сухую бетонную полосу около 80% энергии движения самолета гасится в результате использования тормозов и реверса тяги и около 20% – за счет аэродинамического сопротивления самолета (закрылки, интерцепторы и т.д.), то при посадке на мокрую ВПП только около 40% кинетической энергии гасится тормозами, а в случае износа покрышек еще меньше. Реверс тяги и интерцепторы в этом случае играют большую роль.

При взлете и посадке во время дождя или при наличии осадков авиашины становятся неэффективными, вследствие резкого ухудшения характеристик их сцепления с поверхностью ВПП, и управление колесами передней опоры ухудшается.

Наличие осадков на ВПП оказывает отрицательное влияние на конструкцию самолета и его взлетно-посадочные характеристики: появляется дополнительное сопротивление от ударов мокрого снега, брызг воды о самолет, возникает опасность попадания жидкости в воздухозаборники двигателей, управление самолетом затрудняется и увеличивается длина разбега и пробега.

Особенно опасна посадка при наличии бокового ветра. Незначительное отклонение самолета от оси ВПП при воздействии разворачивающих моментов и сил не всегда удается исправить органами управления самолета, вследствие чего самолет может оказаться за пределами ВПП, так как боковая сила, возникающая при скольжении на разбеге или пробеге, не может быть уравновешена силами сцепления колес с ВПП и аэродинамическими силами органов управления. Поэтому величина максимально допустимого бокового ветра при наличии осадков на ВПП составляет 5 м/с.

Указанные особенности взлета и посадки самолета являются следствием возникновения гидроглиссирования (аквапланирования). Проведенные исследования показали, что при определенной толщине слоя жидкости на ВПП и при некоторых параметрах авиашин имеется определенная скорость самолета, при которой авиашины полностью отрываются от поверхности ВПП под действием гидродинамических сил, создаваемых жидкостью, заключенной между авиашинами и ВПП. Эта скорость называется скоростью гидроглиссирования (аквапланирования).

При длительном скольжении протектор нагревается. Степень нагрева столь велика, что вода от контакта с ним превращается в пар. Большая температура и высокое давление могут вызвать плавление резины – ревулканизацию. Резина размягчается, становится клейкой и пузырьки пара оказываются, как в ловушке. В итоге на площади отпечатка колеса образуется паровая подушка (этим и объясняются характерные белые следы, оставляемые колесами на мокрых ВПП, в отличае от черных следов, образующихся на сухой ВПП).

Эффект гидроглиссирования значительно увеличивает длину пробега на мокрой ВПП. Исследования показали, что гидроглиссирование возникает при скоростях в среднем 170 - 190 км/ч (зависит от давления в авиашинах). При этом контакт между колесами и покрытием полосы нарушается и между ними появляется водяная пленка. Это приводит к потере эффективности тормозов и затрудняет выдерживание направления пробега самолета.

Физическая сущность гидроглиссирования заключается в том, что при взлете и посадке на ВПП, покрытой водой или мокрым снегом, перед каждым колесом образуется волна, в которой возникает повышенное гидродинамическое давление. При этом появляется сила сопротивления вращению колеса. В результате колесо останавливается, даже если не был использован тормоз. Когда гидродинамическое давление в этой волне сравняется с давлением в авиашинах, колесо приподнимается над поверхностью ВПП и начинает скользить по водяному слою. Но до наступления аквапланирования, пока сохраняется неко-

торый контакт колеса с поверхностью ВПП, создается так называемый водяной клин. В нем молекулы воды под действием гидродинамического давления проникают между авиашин и поверхностью ВПП, уменьшая его контактную площадь. В то же время они служат как бы смазкой, снижающей коэффициент трения. Вследствие гидродинамического давления создается гидродинамическая подъемная сила $Y_{гл}$, которая в сумме с аэродинамической подъемной силой способна уравновесить приходящуюся на него долю силу тяжести самолета (рис. 50).

8.5. Факторы, влияющие на возникновение гидроглиссирования

Как показали испытания, эффект гидроглиссирования возникает лишь при определенной глубине слоя воды или слякоти и в значительной степени зависит от состояния шины колеса, поверхности ВПП и некоторых других параметров.

1. Параметры жидкости (воды, слякоти). Гидроглиссирование возникает при глубине слоя жидкости около 2 - 3 мм на сравнительно гладкой поверхности ВПП, как правило, на асфальто-бетонном покрытии. На гладком бетоне при гладкой поверхности авиашин возникает гидроглиссирование при глубине слоя воды или слякоти 2,5 - 10 мм. При средней глубине слоя воды и слякоти около 7,5 мм гидроглиссирования не избежать. Влияние плотности жидкости на возникновение гидроглиссирования мало изучено. Однако установлено, что чем больше плотность, тем меньше слой жидкости на ВПП нужен для возникновения гидроглиссирования. Плотность смеси талого снега с водой ниже, чем чистой воды, и составляет 0,82, поэтому гидроглиссирование может наступить при большей толщине слоя такой жидкости.

2. Параметры авиашин. Чем больше давление в авиашинах, тем больше скорость начала гидроглиссирования на взлете и его конца на посадке. А это значит, что при взлете, когда гидроглиссирование наступает на большей скорости, сопротивление движения увеличивается параболически, следовательно, увеличивается длина и время разбега, самолет может не взлететь или может произойти его поломка.

На возникновение гидроглиссирования также влияет рисунок авиашин. Продольные желобки повышают скорость гидроглиссирования, так как через пазы авиашин вода уходит с пути колеса, следовательно, меньшее количество воды или слякоти будет участвовать в образовании гидродинамической подъемной силы и, как результат, – уменьшение гидродинамической подъемной силы. Для создания гидродинамической подъемной силы, равной внешней нагрузке, потребуется увеличение скорости гидроглиссирования.

3. Параметры самолета. К таким параметрам относятся устройство колеса и вертикальная нагрузка. Если колесо имеет большую лобовую площадь, то гидроглиссирование наступает раньше, и наоборот: чем больше вертикальная нагрузка на самолет, тем больше скорость для возникновения гидроглиссирования.

Правда, увеличение вертикальной нагрузки на самолет или на колеса имеет незначительное влияние, чтобы существенно изменить скорость возникновения гидроглиссирования в сторону ее увеличения. Одним из способов увеличения вертикальной нагрузки на самолет является уменьшение угла атаки и своевременный выпуск интерцепторов (спойлеров).

4. Параметры поверхности ВПП. Двускатный поперечный профиль ВПП, а также продольный уклон полосы способствуют быстрому уменьшению толщины воды, что снижает вероятность возникновения гидроглиссирования во время дождя или сразу же после него. Не менее важным фактором для возникновения гидроглиссирования является состояние полосы. Шероховатая поверхность ВПП с бетонным покрытием более желательна, нежели асфальтобетонная (или асфальтированная) поверхность, которая даже без гидроглиссирования снижает коэффициент сцепления из-за смазывающих способностей данного покрытия и удлиняет пробег самолета, так как сила трения уменьшается, а следовательно, уменьшается ускорение замедления на пробеге и, как результат – увеличивается длина пробега.

В настоящее время состояние ВПП классифицируется следующим образом:

– влажная ВПП;

– полоса, покрытая водой или мокрым снегом (слякотью).

Влажная ВПП – это ВПП, слегка смоченная влагой (после дождя или во время мелкого моросящего дождя, при обильной росе, тумане), где никакого скопления воды нет. При таком состоянии ВПП гидроглиссирование не наблюдается, так как коэффициенты трения качения и трения сцепления изменяются незначительно и существенного влияния на длину пробега не оказывают.

Мокрая ВПП – это ВПП, покрытая слоем воды толщиной 2 - 3 мм. Вода сосредоточена в лужах на поверхности ВПП. Большая часть поверхности выступает над водой, но на этой части имеется пленка воды. При таком состоянии поверхности ВПП получается смазка ВПП и авиашин. Сцепление авиашин с поверхностью ВПП ухудшается, возможно частичное образование гидроглиссирования. Возможен сход самолета с полосы при взлете или посадке (особенно при боковом ветре), в результате значительного уменьшения сцепления авиашин с полосой.

Полоса, покрытая водой или мокрым снегом, – это наличие насыщенного водой снега на ВПП. При этом неизбежно возникновение гидроглиссирования. Взлет и посадка реактивного самолета с такой полосы запрещается, т. к. при коэффициенте сцепления меньше 0,3 возможно выкатывание самолета с полосы (на КПБ или БПБ).

Для оценки состояния поверхности ВПП, т. е. условий торможения колес самолета, вводится значение коэффициента сцепления для различного вида покрытия ВПП:

сухого цементно-бетонного 0,7 - 0,8;

мокрого цементно-бетонного 0,4 - 0,6;
сухого асфальто-бетонного 0,6- 0,9;
мокрого асфальто-бетонного 0,35 - 0,55;
заснеженного цементно-асфальто-бетонного 0,35 - 0,55.

Чем ближе коэффициент сцепления к единице, тем лучше сцепление и меньше длина пробега.

При коэффициенте сцепления 0,3 длина пробега больше на 30%, а при коэффициенте сцепления 0,4 длина пробега больше на 15%.

Для самолета Ту-204-120 состояние полосы оценивается также коэффициентом трения торможения *F*, который равен:

для сухого бетона 0,25;
для мокрого бетона 0,2 - 0,18;
для обледеневшей ВПП 0,05.

Посадка характеризуется следующими параметрами:

1) $V_{\text{зп}} = V_{REF}$ – минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП при всех работающих двигателях (рис. 51);

2) $V_{\min}$ – минимальная скорость срыва при посадочной конфигурации;

3) $V_{\text{кас}}$ – скорость касания;

4) потребная посадочная дистанция для сухой ВПП равна расчетной посадочной дистанции, умноженной на коэффициент длины ВПП:

для аэродрома назначения 1,67;
для запасного аэродрома 1,43.

Под расчетной посадочной дистанцией понимается расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от точки пересечения входной кромки ВПП (на высоте 15 м) до момента полной остановки на пробеге (рис. 52).

8.6. Этапы выполнения посадки

При выполнении посадки (снижение) полет самолета с высоты 15 м после пролета торца ВПП состоит из следующих основных этапов:

– снижение с заданной высоты 15 м на скорости $V_{\text{зп}}$ до момента начала выравнивания;

– выравнивание и посадка;

– пробег.

Суммарную длину горизонтальной проекции траектории воздушного участка (H = 15 м) и пробега называют посадочной дистанцией. Все эти параметры для самолета Ту-204 получены в летных испытаниях при массе 85 т и составляют:

$L_{\text{проб}}$: 900 - 1 000 м ; 1 200 - 1 300 м.

Посадочная дистанция самолета при массе 85 т составляет:

$L_{\text{п д}}$: 1 300 м; 1 600 м.

Потребная посадочная дистанция при сухой ВПП и массе 85 т составляет (K = 1,67):

$L_{п\,п\,д}$: 2 100 м ; 2 600 м.

На предпосадочном снижении двигатели создают сравнительно большую тягу, которая необходима для выдерживания скорости снижения, при этом на самолете сохраняется хорошая приемистость на случай ухода на второй круг или для подтягивания при уточнении расчета на посадку.Следует учитывать, что при подтягивании двигателями возникает значительный кабрирующий момент, способствующий увеличению угла атаки и отделению самолета от земли при увеличении режима работы двигателей перед приземлением. Самолет имеет большую посадочную массу, широкий фюзеляж, закрылки и предкрылки, отклоненные на большие углы атаки. Все это вместе имеет очень большое лобовое сопротивление. Поэтому скорость на глиссаде обеспечивается за счет значительного режима работы двигателей.

При уменьшении режима работы двигателей тяга уменьшается, что приводит к росту вертикальной скорости снижения. Попытка уменьшить вертикальную скорость взятием штурвала на себя и увеличением угла атаки приводит к росту лобового сопротивления самолета, падению аэродинамического качества и увеличению вертикальной скорости снижения самолета. При увеличении режима работы двигателей частота вращения увеличивается медленно, избыток тяги мал, возникает большая просадка самолета.

На выравнивании самолет движется по криволинейной траектории с потерей скорости. При взятии штурвальной колонки на себя пилот увеличивает угол атаки и, следовательно, подъемную силу, которая становится больше составляющей силы тяжести и вследствие этого траектория искривляется. На участке выравнивания самолету постепенно придается посадочный угол атаки. В конце участка выравнивания имеется небольшой участок выдерживания, где самолет летит не горизонтально, а под некоторым углом к земле.

На самолете Ту-204-120 возможна посадка без выравнивания, однако при этом будет действовать большая нагрузка на шасси вследствие значительной вертикальной скорости (3 - 2,5 м/с).

При необжатых аморстойках основных опор шасси угол опрокидывания самолета "на хвост" равен 14°. При обжатых аморстойках в момент удара угол опрокидывания самолета "на хвост" равен 13° (угол тангажа, при котором самолет касается ВПП хвостовой опорой).

Следует учитывать угловую скорость вращения самолета относительно поперечной оси при взятии штурвала на себя в процессе выравнивания. Она должна быть 0,5 - 0,7 град/с. При значительной угловой скорости вращения возможно касание хвостовой частью фюзеляжа о бетон ВПП уже после приземления. Нормальные углы тангажа в момент приземления не должны превышать величин 10 - 11°. Касание происходит при величине угла тангажа 13° ($\alpha = 16°$)

за счет обжатых опор. Поэтому пилот должен всегда соизмерять темп взятия штурвала на себя с необходимостью погасить скорость самолета на определенную величину (для Ту-204-120 на 10 - 20 км/ч).

Выполняя выравнивание, пилот добивается уменьшения угла наклона траектории и вертикальной скорости снижения до величин, обеспечивающих мягкое приземление.

Здесь скорость самолета уменьшается по следующим причинам:

- во-первых, увеличение угла атаки самолета вызывает увеличение коэффициента подъемной силы C_y с 1,4 на глиссаде (α =5 - 6°) и до 1,9 - 2,1 при $\alpha_{пос}$= 10 - 11° и величин угла тангажа до 7 - 8°;

- во-вторых, в процессе выравнивания с высоты не более 5 м пилот уменьшает тягу двигателей;

- в-третьих, за счет роста лобового сопротивления самолета ввиду увеличения угла атаки происходит торможение самолета. Чем больше посадочный угол атаки, тем длиннее участок торможения самолета и больше длина участка выравнивания. В итоге увеличиватся посадочная дистанция, несмотря на то, что длина пробега несколько уменьшается при посадке с большим углом атаки.

Самолет имеет установки реверсирования тяги на обоих двигателях. На крыле располагаются интерцепторы, тормозные щитки, воздушные тормоза и закрылки, отклоненные на 37°; само крыло имеет большую площадь, шасси имеет мощные тормоза.

Как показали летные испытания, для самолета Ту-204-120 выгоднее "тормозиться" на земле, в процессе пробега, чем в воздухе, когда аэродинамическое качество достаточно высоко(6 - 8). Чтобы не растягивать чрезмерное выравнивание, посадку производят при скорости $V_{кас}$=$V_{зп}$ – (10 - 20 км/ч). При этом надо стремиться к тому, чтобы самолет летел по траектории, близкой к лучу глиссады, который упирается в поверхность аэродрома на расстоянии 330 м от торца ВПП при $\theta_{сн}$= –2°40′. Такая методика посадки,т.е. небольшая потеря скорости на выравнивании, позволяет проходить торец ВПП выше и сокращает участок выравнивания. При значительной потере скорости на выравнивании, чтобы выполнить посадку в 400 м от торца ВПП, приходится проходить торец ниже, что при малейших ошибках в пилотировании может привести к посадке до ВПП.

Влияние воздушной подушки в процессе выравнивания сказывается незначительно, ввиду большой посадочной массы, малой площади крыла и больших посадочных скоростей.

Выдерживать скорость планирования при помощи тяги двигателей очень важно ввиду большого лобового сопротивления самолета и малого аэродинамического качества. При уменьшении силы тяги на 10 - 15% увеличивается вертикальная скорость самолета, падает истинная скорость снижения. Поэтому

дросселировать двигатели при необходимости можно лишь на высоте не менее 5 м. Посадка получается мягче, с перегрузками 1,1 - 1,2 в момент приземления, если убирать режим работы двигателей в момент приземления. Но это увеличивает участок выравнивания. Общая посадочная дистанция увеличивается, растет потребная посадочная дистанция и минимальная длина ВПП. Злоупотребление подтягиванием приводит, как правило, к посадке на повышенных скоростях, когда за счет большой кинетической энергии самолета и малого отрицательного ускорения на пробеге возрастает сам пробег, и, следовательно, увеличивается посадочная дистанция.

Самолет Ту-204-120 имеет большую посадочную массу, а значит большую кинетическую энергию при пробеге. Для ее гашения используются тормоза.

8.7. Аэродинамические основы посадки

Нормальное снижение самолета перед началом выравнивания происходит при величине угла атаки около 5 - 6° при C_y= 1,4 и скорости 250 - 240 км/ч. В процессе выравнивания C_y увеличивается за счет увеличения угла атаки самолета и влияния близости земли. Приземление самолета происходит при величине угла атаки $\alpha_{пос}$ = 10 - 11° и величине угла тангажа 7 - 8° (C_y= 1,9 - 2,1). В момент приземления подъемная сила самолета равна силе тяжести самолета. Из этого условия, как отмечалось выше, определяется посадочная скорость.

После приземления самолет опускается на переднюю опору, выпускаются интерцепторы и воздушные тормоза, включается реверс тяги двигателей; коэффициент подъемной силы самолета уменьшается с C_y= 1,2 - 1,3 до C_y= 0,3 - 0,4. Коэффициент C_x увеличивается. Это приводит к резкому уменьшению аэродинамического качества на пробеге до 1,5 - 2. Снижение C_y и Y уменьшает подъемную силу, при этом увеличивается давление колес на ВПП, значительно увеличивается сила трения и эффективно (без юза) используются тормоза. Таким образом, вследствие применения закрылков и предкрылков $C_{y\ пос}$ значительно увеличивается, а посадочная скорость уменьшается. Увеличение C_x и силы лобового сопротивления вызывает уменьшение длины воздушного учакса посадочной дистанции. Применение реверса тяги двигателей, интерцепторов, воздушных тормозов, а также получение высокого эффекта тормозов значительно сокращают длину пробега самолета. Наличие встречного ветра уменьшает путевую посадочную скорость и длину пробега самолета.

При посадке на аэродром с пониженной плотностью воздуха (высокая температура воздуха, низкое давление, большая высота аэродрома) длина побега увеличивается.

В случае посадки самолета с убранными закрылками $C_{у\ пос}$ уменьшается до 0,5 - 0,6, что значительно увеличивает посадочную скорость и длину пробега самолета (в 2 раза).

8.8. Практические рекомендации по пилотированию самолета Ту-204-120

При выполнении захода на посадку необходимо придерживаться некоторых рекомендаций для обеспечения нормального выполнения посадки.

Пересечение порога ВПП должно производиться с уменьшенной вертикальной скоростью (не более 4 м/с) для исключения просадки. Чем больше вертикальная скорость, тем больше просадка самолета. Это объясняется большой массой самолета и слабой приемистостью двигателей. Кроме того, просадка зависит от центровки самолета и поступательной скорости. При увеличении вертикальной скорости необходимо увеличение режима работы двигателей, особенно при больших массах самолета..

Если имеется запас скорости от расчетной, то увеличивать режим работы двигателей, как правило, не требуется. Если же расчетная скорость самолета и масса большие, то необходимо увеличить режим работы двигателей.

При полете на расчетной скорости и уменьшении вертикальной скорости взятием штурвала на себя увеличивается лобовое сопротивление самолета, падает аэродинамическое качество, увеличивается вертикальная скорость снижения самолета, падает поступательная скорость. При запоздалом увеличении режима работы двигателей возможна просадка самолета и грубая посадка.

Большой диаметр фюзеляжа, механизация крыла, отклоненная на большие углы при увеличении угла тангажа, сильно увеличивают лобовое сопротивление самолета.

Следует учитывать высокую энерговооруженность самолета при посадке с массой 85 т, поэтому легко потерять скорость и сложно ее восстановить. У самолета вследствие большой посадочной массы и большей площади крыла практически отсутствует воздушная подушка, поэтому можно и на расчетной скорости произвести грубую посадку. Выравнивать самолет рекомендуется на высотах 7 – 6 м при массе 85 - 80 т. Режим работы двигателей не следует уменьшать до малого газа на высотах, больших 5 м.

Режим полета самолета при заходе на посадку

Самолет имеет большую массу, мощную механизацию крыла, которое имеет угол стреловидности 28°. Есть особенности некоторых характеристик самолета. Одним из неудовлетворительных свойств стреловидности крыла на малых скоростях полета является характер изменения подъемной силы и силы лобового сопротивления в диапазоне малых скоростей.

Из рис. 39 видно, что при массе 85 т и механизации крыла наивыгоднейшая скорость самолета 240 км/ч при величине угла атаки 6 - 7°. Скорость свали-

вания самолета при двухщелевых закрылках 175 км/ч. На скорости 240 км/ч при величине угла атаки до 5 - 6° при максимальном качестве будет минимальное лобовое сопротивление самолета.Скорость захода на посадку $V_{зп}$= 225 - 230 км/ч (по РЛЭ), рекомендуется выдерживать 230 км/ч.

Минимальная скорость на глиссаде 225 км/ч устанавливается с точки зрения запаса до скорости сваливания 175 км/ч, обеспечивающего необходимую устойчивость и управляемость 30% или 55 км/ч. По потребным значениям тяг видно, что скорость 240 км/ч является границей двух режимов: первого, в котором самолет устойчив и управляем, и второго, в котором самолет менее устойчив и управляем.

Для самолета Ту-204-120, имеющего стреловидное крыло, одним из следствий неудовлетворительных несущих свойств стреловидного крыла на малых скоростях полета является характер изменения подъемной силы и лобового сопротивления в диапазоне малых скоростей. По потребным значениям тяг видно, что индуктивное сопротивление с увеличением скорости уменьшается, так как при уменьшении углов атаки концевые вихри у задней кромки крыла становятся менее интенсивными и уменьшается скос потока. Волновое сопротивление, наоборот, с увеличением скорости растет, т. к. оно прямо пропорционально ее квадрату. В результате получается характерная картина лобового сопротивления. Нижняя точка кривой общего сопротивления определяет скорость при минимальном лобовом сопротивлении 240 км/ч. Эта скорость и является границей двух режимов. Таким образом, скорости глиссады $V_{зп}$= 225 - 230 км/ч являются скоростями второго режима полета.

Поведение самолета при уменьшении расчетной скорости захода на посадку будет соответствовать левой части кривой тяги, потребной для механизации. Поэтому при установившемся снижении самолета распологаемая тяга равняется тяге, потребной для выполнения снижения.

При увеличении вертикальной скорости и взятии пилотом штурвала на себя, несмотря на некоторое увеличение подъемной силы, лобовое сопротивление самолета увеличивается более энергично. Это приводит к дополнительному увеличению вертикальной скорости снижения самолета и отклонению траектории полета вниз. Значительное увеличение вертикальной скорости объясняется более быстрым ростом лобового сопротивления по сравнению с увеличением подъемной силы, что ухудшает и без того небольшое аэродинамическое качество самолета в посадочной конфигурации. При уменьшении аэродинамического качества (вследствие роста угла атаки самолета при механизации) и уменьшении скорости полета (ввиду торможения во втором режиме) начинается интенсивное увеличение вертикальной скорости снижения.

Тот факт, что в посадочной конфигурации рост сопротивления самолета происходит быстрее, чем увеличение подъемной силы (что приводит к отклонению траектории полета вниз), является наиболее важным моментом летных свойств самолета Ту-204-120.

Тенденция к снижению на малой высоте при полете по глиссаде может быть предотвращена только одним способом – увеличением тяги двигателей для разгона скорости и возвращения самолета вновь к условиям установившегося полета. При этом необходимо иметь ввиду, что величина потребной тяги для этого маневра достаточно велика, т. к. помимо простого разгона самолета и восстановления высоты надо компенсировать достаточно большое лобовое сопротивление.

Самолет Ту-204 имеет большую посадочную массу (до 88 т) и мощную механизацию крыла, что требует большую потребную тягу. Это ставит его в значительную зависимость от режима работы двигателей. На глиссаде потребная тяга на скорости 225 - 235 км/ч равняется примерно 170 кН.

Поэтому при заходе на посадку пилот должен поддерживать траекторию снижения рулем высоты с соответствующим изменением режима работы двигателей. Изменение режима работы двигателей и отклонение руля высоты должны быть одновременными, своевременными и упреждающими. Увеличение режима работы двигателей дает кабрирующий момент, что также уменьшает вертикальную скорость самолета. Резкое взятие штурвала на себя при одновременном уменьшении частоты вращения роторов двигателей недопустимо.

При потере скорости следует также помнить о боковом срыве самолета на больших углах атаки.

8.9. Уход на второй круг

Уход на второй круг может быть вызван различными причинами, например, отклонением в выдерживании режима и траектории захода на посадку, отказом какой-либо из систем самолета, ухудшением метеоусловий, появлением препятствий на полосе и т. д.

Уход на второй круг с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 37°, разрешается с высоты 15 м; при массах, превышающих максимальную посадочную – с высоты 30 м. С ростом вертикальной скорости ввиду значительной просадки самолета увеличивается минимальная высота ухода на второй круг (рис. 53).

Приняв решение об уходе на второй круг на высоте не ниже ВПР, командир ВС дает команду "Уходим". Отключает автоматический режим, нажимая кнопку "ОТКЛ. АП" на мини-штурвале. Подает команду второму пилоту об увеличении режима работы двигателей до максимального взлетного. Закрылки второй пилот убирает до 18°.

Командир ВС переводит самолет из снижения в набор высоты без потери скорости и изменения направления полета. После появления положительной вертикальной скорости второй пилот по команде командира ВС убирает шасси. Самолет переводится в набор высоты с увеличением скорости до 320 км/ч. На высоте не менее 120 м и скорости 320 км/ч второй пилот убирает закрылки пол-

ностью. Скорость в процессе уборки закрылков увеличивается до 380 км/ч. Продолжается набор высоты круга. Выполняется повторный заход на посадку.

Перегрузка в процессе ухода самолета на второй круг должна составлять 1,2 - 1,3. Уменьшение перегрузки менее 1,2 увеличивает просадку самолета, а увеличение перегрузки более 1,3 незначительно уменьшит просадку, но может привести к выходу самолета на большие углы атаки.

Градиенты набора высоты при уходе на второй круг зависят от целого ряда факторов.

Минимальная высота ухода на второй круг определяется просадкой самолета, под которой подразумевается потеря высоты от момента принятия решения об уходе на второй круг до момента начала набора высоты. Траектория полета и просадка, как отмечалось выше определяются только создаваемой перегрузкой и начальной вертикальной скоростью снижения.

8.10. Посадка при боковом ветре

Максимально допустимая составляющая скорости ветра под углом 90° к оси ВПП равна 15 м/с, встречная составляющая 20 м/с, попутная составляющая равна 5 м/с.

Влияние максимального бокового ветра на посадку в зависимости от коэффициента сцепления представлено в табл. 26.

Таблица 26

Соотношение скорости бокового ветра
и коэффициента сцепления

$\mu_{сц}$	0,6	0,5	0,4	0,3
$U^{90°}$, м/с	15	15	10	5

При заходе на посадку с боковым ветром в процессе предпосадочного снижения, при выравнивании и выдерживании до момента приземления следует устранить снос путем установки угла упреждения по курсу, не допуская кренов.

После приземления устранить угол упреждения отклонением педалей, вывести самолет на линию параллельную оси ВПП.

Кренящий момент необходимо парировать небольшим отклонением мини-штурвала против ветра. Кроме того, в момент приземления на самолет действует пара сил (сила трения колес $F_{тр}$ и сила инерции m_j, условно приложенная в центре тяжести самолета) и момент, который стремится повернуть продольную ось самолета по оси ВПП (рис. 54).

На пробеге самолет стремится развернуться против ветра, при этом создается кренящий момент по ветру. Направление пробега надо выдерживать рулем направления и передней опорой; в крайнем случае использовать плавно тормоза колес.

При посадке с боковым ветром более 7 м/с или сильной болтанке скорость на снижении необходимо выдерживать на 5 - 10 км/ч больше по сравнению со скоростью снижения в штиль для улучшения устойчивости и управляемости самолета.

8.11. Заход на посадку в условиях сдвига ветра

Перед заходом на посадку командир ВС должен сравнить информацию о скорости ветра у земли с информацией о скорости ветра на высоте круга, на высоте 100 *М* и оценить величину и характер возможного сдвига ветра.

При сдвиге ветра менее 5 м/с на 100 м высоты заход на посадку выполняется на режимах, рекомендованных РЛЭ для условий. При сдвиге ветра 5 м/с и более на 100 м высоты (если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше чем на высоте) необходимо соответствующим увеличением режима работы двигателей повысить скорость по прибору на 10 - 15 км/ч по сравнению с РЛЭ для обычных условий и выдерживать увеличенную скорость по глиссаде. Этот запас скорости необходим для компенсации (ее уменьшения) под влиянием сдвига ветра.

При отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 *М* необходимо после установления режима работы двигателей тщательно наблюдать за характером возможного изменения скорости по прибору на глиссаде. Если для выдерживания рекомендованной скорости требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, то это свидетельствует о наличии существенного сдвига ветра. В этом случае рекомендуется повысить скорость по прибору 15 - 20 км/ч по сравнению с требуемой для обычных условий. Если созданный запас скорости окажется исчерпанным, несмотря на увеличенный до номинала режим работы двигателей, то необходимо установить взлетный режим и выполнить уход на второй круг.

При попадании подготовленного к выполнению посадки самолета (на глиссаде) в нисходящий поток, приводящий к превышению установленной вертикальной скорости снижения по вариометру более чем на 3 м/с, командир ВС обязан установить двигателям взлетный режим и выполнить уход на второй круг.

Заход на посадку запрещается, если составляющие ветра у земли и на высоте 100 м отличаются на 10 м/с и более.

В зависимости от конкретной обстановки может быть принято решение производить посадку на запасном аэродроме или ожидать изменения метеоусловий. Заход на посадку в условиях сдвига ветра следует выполнять в штурвальном режиме с выключенным АТ, с отключенной системой автокоррекции закрылков и предкрылков на скорости, превышающей на 10 - 15 км/ч и рекомендованной для нормального захода. Скорость полета и вертикальную скорость снижения по глиссаде до пролета БПРМ выдерживать небольшими от-

клонениями РУД, своевременно реагируя на начало уменьшения скорости полета и возрастания вертикальной скорости снижения.

8.12. Посадка с массой, превышающей максимальную посадочную

Посадка с массой, превышающей посадочную (88 т), может производиться в случаях, требующих немедленного завершения полета. Заход на посадку необходимо выполнять с включенным режимом "ОЖИДАНИЕ", выпуск закрылков производить в следящем режиме.

Заход на посадку выполняется на скорости 360 - 370 км/ч. За 3 км до ТВГ второй пилот устанавливает рукоятку управления закрылками в положение 18° и отключает режим автоматической коррекции нажатием кнопки "СЛЕДЯЩИЙ" на панели взлетно-посадочных операций, отключает режим "ОЖИДАНИЕ".

После входа в глиссаду выпускается шасси, а затем закрылки на 37° (при двух работающих двигателях) или на 26° (при одном отказавшем двигателе).

Заход на посадку надо выполнять на скоростях, указанных в табл. 27 с контролем текущего угла атаки 4 - 6°.

Таблица 27

Скорости полета на глиссаде в зависимости от массы самолета, км/ч

Положение закрылков, град	Посадочная масса, т			
	88 - 92	92 - 96	96 - 100	100 - 103
$\delta_з = 18°$	260	265	280	285
$\delta_з = 26°$	255	260	265	270
$\delta_з = 37°$	245	250	255	260

Минимальная высота ухода на второй круг – 30 м. Обдув колес необходимо включать сразу после выпуска шасси. Командир ВС начинает выравнивание на высоте 12 – 8 м. Второй пилот уборку РУД на "МАЛЫЙ ГАЗ" производит непосредственно перед приземлением после создания посадочного положения. Второй пилот после приземления на пробеге включает реверс тяги двигателей. При необходимости, в случае посадки с одним отказавшим двигателем, разрешается реверс тяги использовать вплоть до остановки самолета.

8.13. Посадка при невыпуске механизации

Заход на посадку в этом случае выполняется при скорости 330 - 370 км/ч и угле атаки около 8°. Если за 3 км до ТВГ при отклонении закрылков на 18°, они не отклоняются, то необходимо отклонить предкрылки на угол 19°, а после входа в глиссаду и выпуска шасси – полностью на угол 23°.

Выдерживать скорость надо согласно табл. 28 при управлении РУД вручную, отключив ВСУТ нажатием кнопки "ОТКЛ. АТ" на ПУ-56.

Таблица 28

Скорость захода на посадку, км/ч

Положение закрылков, град	Масса, т				
	65 - 70	70 - 75	75 - 80	80 - 85	85 - 88
Менее 8	295	305	315	325	330
8 - 16	259	260	270	275	280
16 - 24	235	235	245	250	255
Более 24	235	235	235	245	250

При положении закрылков менее 8° и полностью выпущенных предкрылках на 23° дополнительный загружатель МРЗ подключается на 2° позже допустимого угла атаки 15° для этой конфигурации.

Путевая скорость при касании колесами основных опор – не более 390 км/ч, путевая скорость начала торможения – не более 370 км/ч.

При посадке с закрылками, отклоненными менее чем на 8°, посадочная дистанция увеличивается примерно в 1,65 раза по сравнению с нормальной. Если при заходе на посадку закрылки отклонены менее чем на 8°, второй пилот выпускает предкрылки от резервного управления на максимальный угол 23°, после выпуска шасси на глиссаде при массе 80 - 85 т выдерживается скорость 325 км/ч.

В процессе захода на посадку командир ВС контролирует угол атаки, который должен составлять 8 - 9°. Выдерживание следует начинать на высоте 10 м.

После создания посадочного положения самолета второй пилот переводит РУД в положение "МАЛЫЙ ГАЗ" по команде командира ВС. Перевод РУД в положение "ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УПОР" производится сразу после приземления на основные опоры шасси, до опускания передней опоры. Убедившись в правильном положении самолета относительно оси ВПП и во включении реверса обоих двигателей, второй пилот переводит РУД в положение "МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕВЕРС" по команде командира ВС.

При необходимости допускается использование максимального реверса тяги до полной остановки самолета.

Командир ВС применяет торможение колесами на путевой скорости не более 370 км/ч. Если закрылки находятся в положении от 8 до 16°, второй пилот довыпускает предкрылки на угол 23° от резервного управления. После выпуска шасси на глиссаде при массе 80 - 85 т командир ВС выдерживает на глиссаде угол атаки 8 - 9° и скорость 275 км/ч. Торможение колес производится после опускания передней опоры до скорости 120 км/ч.

8.14. Посадка при невыпуске предкрылков

Если при отклонении закрылков на угол 18° не отклоняются предкрылки, то заход на посадку выполняется с закрылками, отклоненными на 18°, и с убранными предкрылками.

После входа в глиссаду выпускается шасси, скорость выдерживается при управлении РУД вручную, с отключением ВСУТ путем нажатия кнопки "ОТКЛ. АТ" на ПУ-56.

Скорости выдерживаются на глиссаде в зависимости от массы и положения механизации (табл. 29).

Таблица 29

Скорости на глиссаде, км/ч

Угол отклонения предкрылков, град	Посадочная масса, т				
	65 - 70	70 - 75	75 - 80	80 - 85	85 - 88
Менее 19	265	275	285	295	300
19 и более	235	235	245	250	255

Если при выпуске закрылков не высвечивается табло "23° " и мигает или не высвечивается табло "19°", то второй пилот устанавливает закрылки от резервного управления на угол 18°.

Командир ВС выполняет заход на посадку в штурвальном режиме, выдерживая соответствующую скорость (для закрылков, отклоненных на 18°, а предкрылков – менее 19°).

При массе 80 - 85 т скорость захода на посадку контролирует угол атаки, который должен составлять 4 - 5°. Выравнивание самолета начинается на высоте 10 м.

Второй пилот после создания посадочного положения самолета по команде командира ВС переводит РУД двигателей на "МАЛЫЙ ГАЗ". Второй пилот для торможения самолета на пробеге использует реверс тяги двигателей. Перевод РУД в положение "ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УПОР" производится сразу после приземления на основные опоры. До опускания передней опоры, убедившись в правильном положении самолета относительно ВПП, второй пилот переводит РУД в положение "МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕВЕРС" по команде командира ВС. При необходимости здесь допускается использование максимального реверса тяги до полной остановки самолета. Командир ВС применяет торможение колесами на путевой скорости не более 370 км/ч.

Если высвечивается табло "19°" или мигает табло "23°", то второй пилот устанавливает закрылки от резервного управления на угол 18°. В этом случае командир ВС выполняет заход на посадку в штурвальном режиме, выдерживая скорость захода на посадку 250 км/ч при закрылках, отклоненных на угол более 19° при массе самолета 80 - 85 т.

8.15. Порядок определения посадочных характеристик

1. Определяются скорости захода на посадку для положения механизации крыла: закрылки 37°, предкрылки 23° (табл. 30).

Эти скорости имеют 30%-ный запас от скорости полетной до скорости сваливания.

Таблица 30

Скорости на глиссаде, км/ч

Положение механизации, град	Масса, т					
	90	85	80	75	70	65
$\delta_{пр} = 23$, $\delta_з = 26$	250	240	235	235	235	235
$\delta_{пр} = 23$, $\delta_з = 37$	245	235	230	225	225	225

2. Определяется максимальная посадочная масса самолета в зависимости от расчетной располагаемой длины ВПП и условий на аэродроме, с учетом коэффициентов длины ВПП k = 1,67 для аэродрома назначения и k = 1,43 для запасного аэродрома.

3. Определяется максимальная посадочная масса самолета, ограниченная градиентом набора высоты при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем и минимальным градиентом набора высоты $\eta_{норм}$=2,1%, режим второго двигателя взлетный.

Пример. При высоте расположения аэродрома 1 500 м и температуре +45° максимальная посадочная масса 89 т. Значит, практически по градиенту ухода ограничений нет.

4. Определяется максимальная скорость начала торможения на пробеге, соответствующая путевой скорости 250 км/ч.

8.16. Посадка ночью

Посадка ночью выполняется, как правило, с включенными посадочными (крыльевыми и фюзеляжными) фарами. Техника выполнения посадки ночью не отличается от техники выполнения посадки днем. Однако ночью затруднительно визуальное определение расстояния до земли, поэтому до высоты начала выравнивания следует тщательно контролировать величину скорости, воспринимать доклады второго пилота о высоте полета по радиовысотомеру и своевременно корректировать угол снижения.

Снег, дождь, а также боковой ветер в ночных условиях значительно затрудняют выполнение посадки. В этих условиях зачастую исключается возможность визуального определения расстояния до земли. Кроме того, при плохой видимости ночью необходимо учитывать вероятность различных зрительных иллюзий.

Например, при заходе на посадку в дождь ВПП кажется дальше, чем на самом деле. Включенные на большую яркость огни высокой интенсивности создают иллюзию "колодца", что может привести к низкому выравниванию и к грубой посадке. Потому при посадке ночью, особенно в сложных условиях, надо критически оценивать свои ощущения, контролировать процесс выполнения посадки по приборам.

Во время тумана, густой дымки и интенсивных осадков посадка, как правило, выполняется на "Малый свет". В таких условиях при наличии огней высокой интенсивности могут быть использованы посадочные фары, которые уменьшают ослепляющее воздействие ОВИ и устраняют иллюзии "колодца".

При возникновении экрана фары немедленно выключаются. При посадке без фар, но с использованием посадочного прожектора выравнивание производится в луче прожектора. Командир ВС подает команду бортинженеру о выпуске фар перед входом в глиссаду, а на высоте 100 – 150 м фары включаются. В условиях низкой облачности команду о включении фар подается при установлении контакта с наземными ориентирами.

8.17. Ошибки при выполнении посадки

1. Высокое выравнивание чаще всего бывает следствием "подтягивания" на малой высоте. В результате, при уменьшении тяги двигателей самолет, находящийся в горизонтальном полете (т. е. выравненный), быстро теряет скорость, и происходит грубая посадка или грубая посадка с креном.

2. Грубая посадка. Если к началу выравнивания самолет будет иметь большую вертикальную скорость, а высота начала выравнивания будет обычная (10 м), то даже при энергичном выравнивании произойдет приземление на главные опоры самолета, но с большой вертикальной скоростью. Вертикальная скорость к высоте начала выравнивания должна быть на более 6 м/с, причем, чем больше вертикальная скорость, тем на большей высоте должно происходить выравнивание.

3. Потеря направления на пробеге бывает чаще всего при скользкой ВПП и боковом ветре. Это происходит в том случае, если пилот после приземления допускает ряд ошибок. Потере направления способствует ухудшение путевой управляемости при включенном реверсе.

4. Снос по ветру возникает при ранней уборке угла упреждения. Самолет выполняет посадку со сносом и креном.

5. Потеря скорости на глиссаде ведет к ухудшению продольной управляемости самолета.

6. Завышенные вертикальные скорости на глиссаде могут привести к тому, что даже "дача" взлетного режима не спасет самолет от удара о землю перед ВПП.

7. Завышение посадочного угла тангажа может привести к касанию хвостовой частью фюзеляжа ВПП.

РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по летной эксплуатации самолета Ту-204-120, Ту-204-120С: В 2-х кн.; Кн. 1.– М.: Авиационный научно-технический комплекс им. А.Н. Туполева, 1996.

2. Стариков Ю.Н. Практическая аэродинамика самолета Ту-204: Учеб. пособ.– Ульяновск: УВАУ ГА, 1996.

ПРИЛОЖЕНИЕ